INHALT:

Geschäftliches:

Vorträge der XV. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung:

…band-
…, Berlin W 8,
…lephon: Amt Lützow
…, …9—13.
…nadresse: Flugwissen

3. Mitglieder.

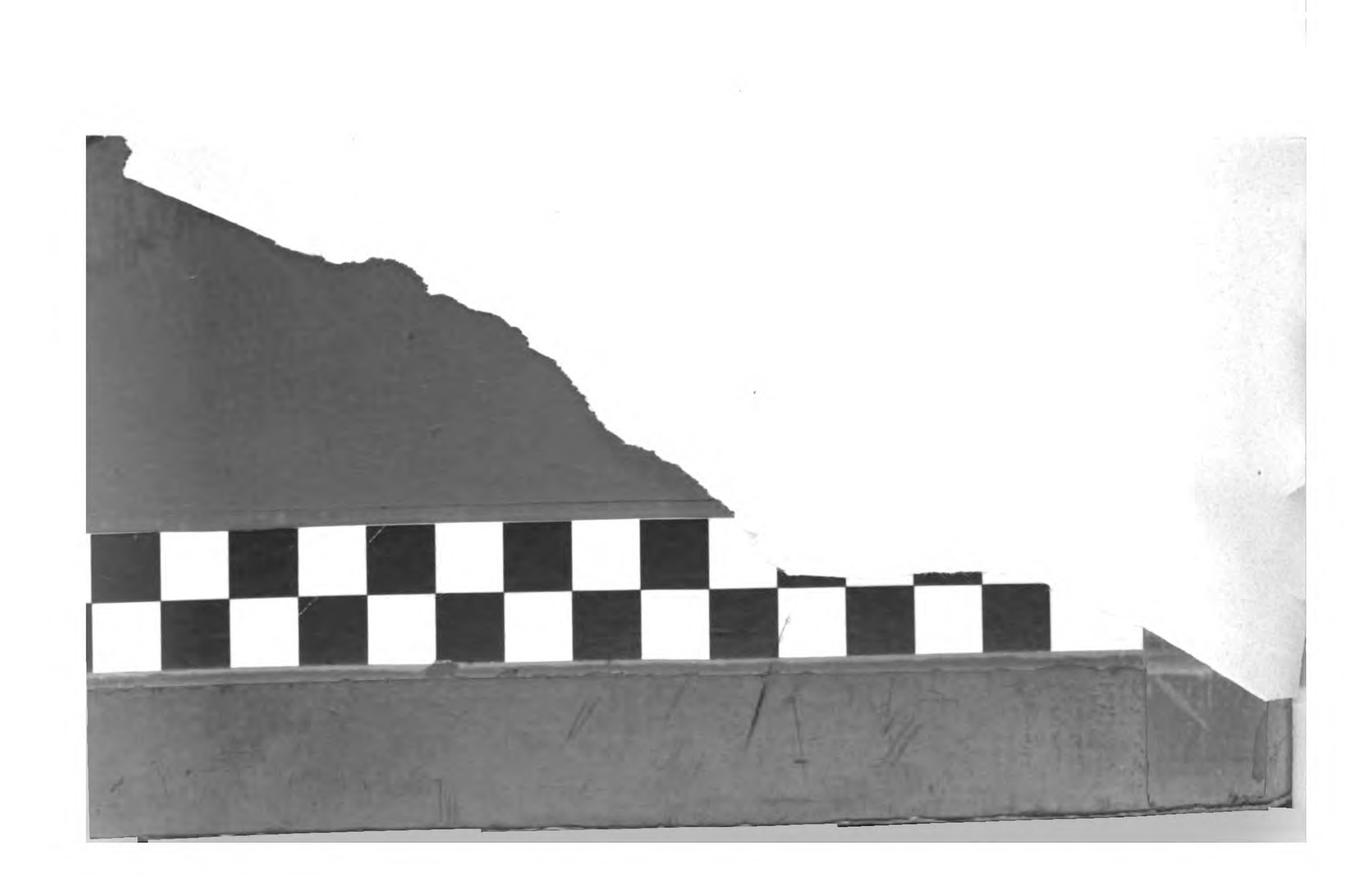
a) Ehrenmitglieder.

…nigliche Hoheit Großherzog Ernst Ludwig von …ssen und bei Rhein, Darmstadt, Neues Palais.
…, Oskar von, Reichsrat, Geh. Baurat, Dr., Exzellenz, München, Ferdinand-Miller-Platz 3.
Kotzenberg, Karl, Generalkonsul, Dr.-Ing. e. h., Dr. jur. h. c., Frankfurt a. M., Kaiserstr. 27.

b) Lebenslängliche Mitglieder.

Barkhausen, Ernst, Dr., Berlin NW 40, In den Zelten 19.
Bassus, Konrad Frhr. von, München, Steinsdorfstr. 14.
Hagen, Karl, Bankier, Berlin W 35, Derfflingerstr. 12.
Hormel, Walter, Kptlt. a. D., Berlin-Neuwestend, Schwarzburgallee 19.
Krupp, Georg, Hauptmann a. D., Geschäftsführer der WGL, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 74/III.

… jur.
…str. 77.
…Dr.-Ing., Berlin-Adlerhof, Deutsche … für Luftfahrt.
…g., Dessau, Kaiserplatz 23.
…rmann, Dipl.-Ing., Berlin W 50, Schwäbische …aße 19.



I. Mitgliederverzeichnis.

1. Vorstand und Vorstandsrat.

(Nach dem Stande vom 1. Dezember 1926.)

Ehrenvorsitzender.

Seine Königliche Hoheit, Heinrich Prinz von Preußen, Dr.-Ing. e. h.

Vorstand.

Vorsitzender: Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. e. h., Berlin-Lichterfelde-Ost, Annastr. 1 a.

Stellv. Vorsitzender: Wagenführ, Oberstlt. a. D., Berlin W 10, Friedrich-Wilhelm-Straße 18.

Stellv. Vorsitzender: Prandtl, Prof., Dr., Dr.-Ing. e. h., Göttingen, Bergstr. 15.

Vorstandsrat.

Baeumker, Adolf, Hptm., Berlin NW, Brückenallee 5.
Berson, A., Prof., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestraße 2b.
Betz, Prof. Dr., Göttingen, Böttingerstr. 8.
Bleistein, Dir., Dr.-Ing., Charlottenburg 5, Witzlebenstraße 12a.
Boykow, Hans, Korv.-Kapitän a. D., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestr. 2a.
Dorner, H., Dir., Dipl.-Ing., Hannover, Bonifaziusplatz 3.
Dornier, Dir., Dr.-Ing. e. h., Friedrichshafen a. B., Königsweg 55.
Dörr, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B. Meisterhofenerstr. 22.
Engberding, Marinebaurat a. D., Berlin-Schöneberg, Grunewaldstr. 59.
Ernst Ludwig von Hessen und bei Rhein, Königliche Hoheit, Großherzog, Darmstadt, Neues Palais.
Everling, Emil, Prof., Dr., Berlin-Schlachtensee, Heinrich-Ecke Elisabethstr.
Ewald, Dr.-Ing., Charlottenburg, Goethestr. 62.
Georgii, Prof., Frankfurt a. M., Mauerweg 32.
Hahn, Willy, Justizrat, Dr., Rechtsanwalt und Notar, Berlin W 62, Lützowplatz 2.
Hoff, Wilh., Prof., Dr.-Ing., Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Adlershof.
Hopf, Prof., Dr., Techn. Hochschule, Aachen, Lochnerstraße 26.
Junkers, Prof., Dr.-Ing. e. h., Dessau, Cöthenerstr. 27.
Kármán, von, Prof., Dr. a. d. Techn. Hochschule Aachen, Aerodynamisches Institut.
Kasinger, Dir., Ernst Heinkel Flugzeugwerke, Berlin W 50, Kulmbacherstr. 14.
Kober, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B.
Koch, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Neue Kantstr. 25.
Koppe, Heinrich, Privatdozent, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt.
Koschel, Oberstabsarzt a. D., Dr. med. et phil., Berlin W 57, Mansteinstr. 5.
Kotzenberg, Karl, Generalkonsul, Dr.-Ing. e. h., Dr. jur. h. c., Frankfurt a. M., Kaiserstr. 27.
Linke, Prof., Dr., Frankfurt a. M., Mendelssohnstr. 77.
Madelung, Gg., Prof. Dr.-Ing., Berlin-Adlerhof, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt.
Mader, Dr.-Ing., Dessau, Kaiserplatz 23.
Naatz, Hermann, Dipl.-Ing., Berlin W 50, Schwäbische Straße 19.
Offermann, Erich, Ing., Berlin W 62, Lutherstr. 1, b. Gutmann.
Parseval, von, Prof., Dr. e. h., Dr.-Ing. e. h., Charlottenburg, Niebuhrstr. 6.
Pröll, Prof., Dr.-Ing. e. h., Hannover, Welfengarten 1.
Reißner, Prof., Dr.-Ing., Charlottenburg 9, Mohrungenallee 4.
Rohrbach, Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Ruhrstraße 12.
Rumpler, Edmund, Dr.-Ing., Berlin SW 68, Kochstr. 53.
Schlink, Prof., Dr.-Ing., Darmstadt, Olbrichsweg 10.
Schreiber, Otto, Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr., Königsberg i. Pr., Hammerweg 3.
Schubert, Dipl.-Ing., Prokurist der Albatros-Flugzeugwerke, Berlin-Friedrichshagen, Seestr. 63.
Schwager, Otto, Dipl.-Ing., München, Agnesstr. 49.
Spieweck, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Kronprinzenstr. 14.
Süring, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr., Potsdam, Telegraphenberg.
Tetens, Hans, Direktor des Verbandes deutscher Luftfahrzeug-Industrieller, Berlin-Halensee, Halberstädter Straße 2.
Tschudi, Major a. D. von, Berlin-Schöneberg, Apostel-Paulus-Straße 16.

2. Geschäftsführender Vorstand.

Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. e. h., Berlin-Lichterfelde-Ost, Annastr. 1 a.
Wagenführ, Oberstlt. a. D., Berlin W, Friedrich-Wilhelm-Straße 18, zugleich Schatzmeister.
Prandtl, Prof., Dr. phil., Dr.-Ing. e. h., Göttingen, Bergstraße 15.

Geschäftsführer.

Krupp, Hauptmann a. D.

Geschäftsstelle: Berlin W 35, Blumeshof 17 VI., Flugverbandhaus.

Bankkonto: Deutsche Bank, Rohstoff-Abtlg., Berlin W 8, Mauerstraße.

Postscheckkonto: Berlin Nr. 22844; Telephon: Amt Lützow Nr. 6508, 2409—13.

Telegrammadresse: Flugwissen

3. Mitglieder.

a) Ehrenmitglieder.

Seine Königliche Hoheit Großherzog Ernst Ludwig von Hessen und bei Rhein, Darmstadt, Neues Palais.
Miller, Oskar von, Reichsrat, Geh. Baurat, Dr., Exzellenz, München, Ferdinand-Miller-Platz 3.
Kotzenberg, Karl, Generalkonsul, Dr.-Ing. e. h., Dr. jur. h. c., Frankfurt a. M., Kaiserstr. 27.

b) Lebenslängliche Mitglieder.

Barkhausen, Ernst, Dr., Berlin NW 40, In den Zelten 19.
Bassus, Konrad Frhr. von, München, Steinsdorfstr. 14.
Hagen, Karl, Bankier, Berlin W 35, Derfflingerstr. 12.
Hormel, Walter, Kptlt. a. D., Berlin-Neuwestend, Schwarzburgallee 19.
Krupp, Georg, Hauptmann a. D., Geschäftsführer der WGL, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 74/III.

…g, Georg, Prof. Dr.-Ing., Deutsche Versuchsan-
… für Luftfahrt, Berlin-Adlershof.

…er, Arthur, Berlin SW 68, Friedrichstr. 209.

…nl, Heinz, München, Widenmayerstr. 35.

…eißner, H., Prof. Dr.-Ing., Charlottenburg 9, Mohrungenallee 4.

Selve, Walter von, Dr.-Ing. e. h., Fabrik- und Rittergutsbesitzer, Altena i. W.

Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. e. h., Berlin-Lichterfelde-Ost, Annastr. 1a.

Wilberg, Obstlt. im Reichswehrministerium, Berlin-Wilmersdorf, Weimarischestr. 20.

Zorer, Wolfgang, Harita Mudiriet Omumieci, Generaldir. f. Landesaufnahme (Türkei).

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.

Sächs. Automobil-Klub E. V., Dresden-A., Waisenhausstraße 29 I.

Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin.

c) Ordentliche Mitglieder.

Abercron, Hugo von, Oberst a. D., Dr. phil, Charlottenburg, Dahlmannstr. 34.

Abraham, Martin, Dipl.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.

Achenbach, W., Dr.-Ing., Berlin W 50, Kulmbacher-Straße 3.

Ackeret, Jakob, Dipl.-Ing., Göttingen, Am Kreuz 13.

Ackermann-Teubner, Alfred, Hofrat, Dr.-Ing., Leipzig, Poststr. 3/5.

Adam, Fritz, Dr.-Ing. e. h., Berlin W 10, Tiergartenstr. 8.

Adami, Hauptmann a. D., Berlin-Schöneberg, Innsbrucker Straße 11.

Ahlborn, Friedrich, Prof. Dr., Hamburg, Uferstr. 23.

Alberti, Hermann, Kartograph, Berlin-Dahlem, Goßlerstraße 5.

Allerding, Werner, cand. mach., Hannover, Wedekindstr. 7 II.

Amstutz, Eduard, stud. ing., Thun, Kreis Bern, Blümlisalpstr. 11.

Andreae, Alexander, Direktor der Albatros-Flugzeugwerke, Berlin W 35, Blumeshof 17 pt.

Angermund, Walter, München, Herzog Wilhelmstr. 33.

Apfel, Hermann, Kaufmann, Leipzig, Nikolaistr. 36.

Arnim, Volkmar von, Deutsche Luft-Hansa, Berlin SW 11, Hallesches Ufer 16.

Arnstein, Karl, Dr. techn., Akron (Ohio) U.S.A., Goodyear Zeppelin Co.

Aumer, Hermann, Fabrikdir., München, Pettenkoferstr. 23.

Baatz, Gotthold, Marinebaumeister a. D., Chefkonstrukteur d. L. F. G. Stralsund, Frankendamm 39e.

Bader, Hans Georg, Dr.-Ing., Fischbach a/B., Oberamt Tettnang.

Bartels, Friedrich, Oberingenieur, Berlin-Wilmersdorf, Durlacher-Straße 9/10.

Barth, Heinr. Th., Großkaufmann, Nürnberg, Gut Weigelshof.

Basenach, Nikolaus, Direktor, Kiel, Feldstr. 113.

Baßler, Kurt, Berlin-Neuwestend, Halenstr. 3.

Bauch, Kurt, Dipl.-Ing., Akron (Ohio) U.S.A., Goodyear Zeppelin Co.

Bauer, M. H., Direktor, Berlin-Friedrichshagen, Hahnsmühle.

Bauersfeld, W., Dr.-Ing., Jena, Sonnenbergstr. 1.

Baumann, A., Prof., Stuttgart, Technische Hochschule.

Baumeister, Hans, Ing., Stuttgart, Gymnasiumstr. 53.

Baumgart, Max, Ing., Berlin W 57, Winterfeldstr. 15.

Baeumker, Adolf, Hauptmann, Berlin NW, Brückenallee 5.

Becker, Gabriel, Dr.-Ing., Prof. a. d. Techn. Hochschule Charlottenburg, Charlottenburg 9, An der Heerstr. 18.

Behm, Alexander, Physiker, Kiel, Hardenbergstr. 31.

Berlit, Baurat, Wiesbaden, Gutenbergplatz 3. Mittelrhein. Verein für Luftfahrt.

Berndt, Geh. Baurat, Prof. a. d. Techn. Hochschule Darmstadt, Darmstadt, Martinstr. 50.

Berner, Kurt, Kaufmann, Buenos Aires, Sarmiento 385.

Bernhardt, C. H., Fabrikbesitzer, Dresden-N., Alaunstr. 21.

Berson, A., Prof., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestraße 2b.

Berthold, Korv.-Kap. a. D., Berlin, Rüdesheimer-Platz 5.

Bertrab, von, Exz., General d. Inf. a. D., Dr., Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 136.

Bertram, Kapitänleutnant a. D., Stettin, Deutsche Lufthansa A.-G.

Bertram, Gerhard, Dipl.-Ing., Patentanwalt, Berlin SW 61, Waterloo-Ufer 15.

Besch, Marinebaurat, Friedrichshafen a. B., Luftschiffbau Zeppelin.

Bethge, R., Amsterdam, Daniel Willnik Plein 40.

Betz, Albert, Dipl.-Ing., Prof. Dr. phil., Stellvertr. Direktor der Aerodynamischen Versuchsanstalt, Göttingen, Böttingerstr. 8.

Beyer, Hermann, Dresden, Wiener-Straße 33.

Beyer, L., Landwirt, Koschütz Nr. 14, b. Schneidemühl (Grenzmark).

Bienen, Theodor, Hptm. a. D., Dr.-Ing., Berlin-Schöneberg, Rosenheimerstr. 19 I.

Bleistein, Walter, Direktor, Dr.-Ing., Charlottenburg, Witzlebenstr. 12a.

Blenk, Hermann, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Radickestr. 9.

Blume, Walter, Dipl.-Ing., Berlin W 15, Kaiserallee 115.

Bock, Ernst, Prof., Dr.-Ing., Chemnitz, Würzburgerstraße 52.

Boklewsky, Constantin, Prof. i. Polytechnikum, Leningrad-Sosnovka (Rußland).

Bolle, Rittm. a. D., Berlin W 10, Viktoriastr. 2.

Bongards, H., Dr. phil., Göttingen, Schillerstr. 20.

Borchers, Max, Hauptmann a. D., Berlin-Wilmersdorf, Regensburger Straße 29.

Borck, Hermann, Dr. phil., Berlin NW 23, Händelstr. 5.

Borsig, Conrad von, Geh. Kommerzienrat, Berlin N 4, Chausseestr. 13.

Borsig, Ernst von, Geh. Kommerzienrat, Berlin-Tegel, Reiherwerder.

Botsch, Albert, Bad Rappenau (Baden).

Boykow, Hans, Korv.-Kap. a. D., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestr. 2a.

Braun, Carl, Rittmeister a. D., München, Widenmayerstraße 7.

Brenner, Paul, Dipl.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Adlershof, Flugplatz.

Bröking, Marinebaurat, Berlin-Wilmersdorf, Kaiserallee 169.

Bruns, Walter, Hptm. a. D., Berlin-Friedenau, Stierstr. 18.

Bucherer, Max, Ziviling., Berlin-Reinickendorf-West, Scharnweberstr. 108.

Buchholzer, Ernst, Dipl.-Ing., Charlottenburg 2, Gutenbergstr. 1 b/Walter.

Bücker, Carl Cl., Oberlt. z. S. a. D., Direktor, Stockholm, Lützengatan 6.

Buddeberg, Karl, Ing., Berlin W 35, Schöneberger Ufer 35.

Budig, Friedrich, Ing., Falkenberg b. Grünau (Mark), Schirnerstr. 15.

Büll, Willy, Regierungsbaumeister, Dipl.-Ing., Göttingen, Riemannstr. 32 II.

Burger, Wilhelm, Ministerialrat, München, Widenmayerstraße 3.

Burmeister, Hans, Direktor, Berlin W 8, Unter den Linden 2.

Busch, Hermann, Ministerialrat, Berlin-Südende, Seestr. 8.

Buttlar, von, Hptm. a. D., Berlin NW 7, Unter den Linden 39. Bayerische Motorenwerke A.-G.

Carganico, Major a. D., Mexiko, D. F., Calle Nazas 27.

Caspar, Dr. jur. und Dr.-Ing. e. h., Berlin-Tempelhof, Friedrich-Wilhelmstr. 91.

Colsmann, Alfred, Kommerzienrat, Generaldirektor des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen a. B.

Cornelius, German, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Marchstraße 15.

Cornides, Wilhelm von, Dipl.-Ing., Verlagsbuchhändler, München, Glückstr. 8.

Coulmann, W., Marinebaurat a. D., Hamburg, Wandsbecker Chaussee 76.

Cramér, C. R., Kamrer, Göteborg (Schweden), Gustav Adolfstorg 3.

Damm, Ernst A., Fabrikbesitzer, Konsul, Düsseldorf, Jägerhofstr. 24.

Davidoff, Berllin W 66, Mauerstr. 63/5.

Degn, P. F., Dipl.-Ing., Neumühlen-Dietrichsdorf, Heckendorfer Weg 23.

Delliehausen, Karl, Dipl.-Ing., Berlin W 50, Geisbergstraße 16.

Denninghoff, Paul, Geh. Reg.-Rat, Mitglied des Reichspatentamtes, Berlin-Dahlem, Parkstr. 76.

Deutrich, Johann, Dipl.-Ing., Charlottenburg 9, Badenallee 27.

Dewitz, Ottfried von, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Adlershof bei Berlin.

Dickhuth-Harrach, von, Major a. D., Berlin W 50, Nürnberger Platz 3.

Dieckmann, Max, Prof. Dr., Privatdozent, Gräfelfing bei München, Bergstr. 42.

Diemer, Franz Zeno, Ing., Fischbach a. B., Bahnhofstr.

Dierbach, Ernst, Dipl.-Ing., Berlin NO 43, Am Friedrichshain 34.

Diesch, Oberbibl. Dr., Techn. Hochschule Berlin, Charlottenburg, Berliner Str. 170/71.

Dietrich, Richard, Direktor, Mannheim E. 3. 11.

Dietzius, Hans, Obering., Berlin-Pichelsdorf.

Doepp, Philipp von, Dipl.-Ing., Dessau, Mariannenstr. 33.

Döring, Hermann, Dr. jur., Berlin-Wilmersdorf, Markgraf-Albrecht-Str. 13.

Dorner, H., Dipl.-Ing., Direktor, Hannover, Bonifaziusplatz 3.

Dornier, Claude, Dr.-Ing. e. h., Friedrichshafen a. B., Königsweg 55.

Dörr, W. E., Dipl.-Ing., Direktor des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen a. B., Meisterhofenerstr. 22.

Dröseler, Regierungsbaurat a. D., Limeriek, North Circular Rodd. Old Church House.

Dubs, Hugo, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Schlüterstr. 72 pt.

Duckert, Paul, Dr. phil., Lindenberg, Kr. Beeskow, Observatorium.

Dürr, Oberingenieur, Direktor, Dr.-Ing. e. h., Friedrichshafen a. B., Luftschiffbau Zeppelin.

Eberhardt, C., Prof. a. d. Techn. Hochschule Darmstadt, Darmstadt, Inselstr. 43.

Eberhardt, Walter von, Generallt. a. D., Exzellenz, Wernigerode a. Harz, Hillebergstr. 1.

Eberstein, Ernst, Hptm. a. D., Chemnitz, Weststr. 16.

Ebert, Kurt, Berlin W 9, Linkstr. 18.

Eck, Bruno, Dr.-Ing., Frankfurt a. M., Steinmetzstr. 20.

Eddelbüttel, Walter, Kaufmann, Hamburg 13, Mittelweg 121.

Edelmann, R., Patentanwalt, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Hertzstr. 7.

Egan-Krieger, Jenö van, Major a. D., Werder a. Havel, Hohewegstr. 60.

Eichberg, Friedrich, Dr., Berlin W 10, Tiergartenstr. 3 a.

Eisenlohr, Roland, Dr.-Ing., Karlsruhe i. Baden, Jahnstraße 8.

Eisenlohr, Wolfram, Dipl.-Ing., Berlin W 62, Courbièrestraße 5.

Eisenmann, Kurt, o. Prof., Dr., Braunschweig, Hagenstr. 17.

Elias, Dr., Charlottenburg 9, Stormstr. 7.

Endras, Clemens, Dipl.-Ing., Augsburg, Steingasse 264 III.

Engberding, Marinebaurat a. D., Be[illegible] Grunewaldstraße 59.

Enoch, Otto, Dr.-Ing., Bochum, Ottostr.

Ernst, Julius, Major a. D., Leipzig, Waldstr.

Essers, Ernst L., Dipl.-Ing., Aachen, Rütsc[illegible]

Euler, August, Unterstaatssekretär z. D., Dr[illegible] Frankfurt a. M., Forsthausstr. 104.

Everling, Emil, Prof., Dr., Berlin-Schlachtensee, [illegible]rich-Ecke Elisabethstr.

Ewald, Erich, Regierungsbaumeister, Dr.-Ing., Berlin-Charlottenburg, Goethestr. 62.

Fákla, Stephan von, Techn. Hochschule Aachen, Aerodynamisches Institut.

Feige, Rudolf, Meteorologe, Direktor, Krietern b. Breslau.

Fényes, Kornél von, Obering., Budapest IX, Uelloi ut 71.

Feßler, Hermann, Dipl.-Ing., Dessau, Friederikenplatz 55 c.

Festner, Fritz, Dipl.-Ing., Berlin W 30, Luitpoldstr. 20.

Fette, P., Berlin-Dahlem, Werderstr. 12.

Fetting, Dipl.-Ing., Berlin S 42, Prinzenstr. 34.

Fick, Roderich, Herrsching am Ammersee.

Fier, Guido, Dr.-Ing., Attaché bei der italienischen Botschaft, Berlin W, Kurfürstendamm 59/60.

Finsterwalder, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr., München-Neuwittelsbach, Flüggenstr. 4.

Fischer, Willy, Königsberg i. Pr., Mitteltragheim 23.

Fladrich, Paul C. M., Ing., Berlin NW 6, Schiffbauerdamm 19.

Focke, Henrich, Dipl.-Ing., Direktor, Bremen, Vasmerstraße 25.

Föppl, Ludwig, Prof. Dr., München, Kaiserstr. 11.

Förster, Hermann, Breslau 17, Frankfurter Str. 91.

Föttinger, Prof., Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Berlinerstraße 61.

Franken, Regierungsbaumeister, i. Fa. Stern & Sonneborn, Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstr. 22.

Frantz, Max, Bad Tölz, Bahnhofplatz 7.

Fremery, Hermann von, Direktor, München 27, Poschingerstraße 5.

Freudenreich, Walter, Ing., Hennigsdorf b. Berlin, Siedlungsbureau, Voltastraße.

Freyberg-Eisenberg-Allmendingen, Frhr. von, Hauptmann, Berlin W 62, Kurfürstenstr. 63/69.

Friedensburg, Walter, Kaplt. a. D., Santiago (Chile), Casilla 3757, Agustinas 1074, Fa. Fölsch y Cia.

Fritsch, Georg, Kaufmann, Hildesheim, Hornemannstraße 10.

Fritsch, Walter, Dipl.-Ing., Aachen, Morellerweg.

Froehlich, Generaldirektor a. D., Berlin-Wannsee, Tristanstraße 11.

Fuchs, Richard, Dr. phil., Prof. a. d. Techn. Hochschule Charlottenburg, Berlin-Halensee, Ringbahnstr. 7.

Fueß, Paul, Fabrikant, Berlin-Steglitz, Fichtestr. 45.

Fuetterer, Emil Oskar, Kaufmann, Mukden, Tah Hsi Pien Men Wei.

Galbas, P. A., Dr., Wilhelmshaven, Holtermannstr. 42.

Garn, Wilhelm von, Chemiker der Fürstl. Pleßschen Bergwerksdirektion, Waldenburg i. Schles., Mathildenstr. 14.

Gassmann, Fritz, cand. mach., Karlsruhe i. B., Roonstr. 3.

Gebauer, Curt, Reg.-Baurat, Charlottenburg, Schlüterstraße 80.

Gebers, Fr., Dr.-Ing., Direktor der Schiffbautechn. Versuchsanstalt, Wien XX., Brigittenauerlände 256.

Geerdtz, Franz, Hptm. a. D., Berlin-Wilmersdorf, Waghäuselerstr. 19.

Gehlen, K., Dr.-Ing., Villingen, Waldstr. 31.

Genthe, Karl, Dr. phil. nat., Berlin-Adlershof, Roonstr. 17 a.

Georgi, Joh., Dr., Hamburg-Großborstel, Borsteler-Chaussee 159.

Georgii, Walter, Prof. Dr., Frankfurt a. M., Mauerweg 32.

Gerbrecht, Ernst, Werden (Ruhr).
Gerdien, Hans, Prof. Dr. phil., Berlin-Grunewald, Franzensbader-Str. 5.
Gerhards, Wilhelm, Marine-Oberingenieur, Kiel, Lübecker-Chaussee 2.
Gettwart, Klaus, Dr., Charlottenburg, Havelstr. 3.
Geyer, Hugo, Major a. D., Charlottenburg 9, Reichsstr. 4.
Giegold, Hugo, Dipl.-Ing., Schleißheim b. München, Bayer. Sportflug G. m. b. H.
Gohlke, Gerhard, Regierungsrat im Reichspatentamt, Berlin-Steglitz, Stubenrauchplatz 5.
Goldfarb, Hans, Dr., Düsseldorf, Lindemannstr. 110.
Goldstein, Karl, Dipl.-Ing., Frankfurt a. M., Dannecker-straße 2.
Goltz, Curt Frhr. von der, Major a. D., Hamburg, Alster-damm 25. (Hapag.)
Gossen, Kurt, Ing. und Flugzeugführer, Berlin W 35, Genthinerstr. 15.
Gößnitz, von, Vertreter des Reichsamtes für Landesaufnahme, Berlin-Lichterfelde-West, Karlstr. 107.
Götte, Carl, Direktor, Essen, Annenstr. 64.
Goetze, Richard, Berlin SO 36, Elsenstr. 106/07.
Grade, Hans, Ing., Bork, Post Brück i. d. Mark.
Grammel, R., Prof., Dr., Stuttgart, Techn. Hochschule.
Gretz, Heinz, Oblt. a. D., Südwestdeutsche Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Frankfurt a. M., Rebstock.
Griensteidl, Friedrich, Ing., Wien III., Ungargasse 48.
Gröger, Bankdirektor, Liegnitz, Dresdner Bank.
Grosse, Prof., Dr., Vorsteher des Meteorologischen Observatoriums, Bremen, Freihafen 1.
Grulich, Karl, Direktor, Dr.-Ing., Berlin W, Kurfürsten-damm 152.
Gsell, Robert, Dipl.-Ing., Bern-Wabern (Schweiz), Chalet Gsell, Eichholzstr.
Guaita, Eugen, Vorstandsmitglied der »Deruluft«, Moskau, Leningrader-Chausee 40.
Günther, Walter, stud. mach., Hannover, Gustav-Adolf-Straße 15 II.
Gürtler, Karl, Dr.-Ing., München, Sendlingertorplatz 1.
Gutbier, Walther, Direktor, Köln, Antwerpener Str. 18.
Gutermuth, Ludwig, Dipl.-Ing., Stralsund, Fährhofstr. 30.

Haarmann, Dipl.-Ing., Flugtechnisches Institut der Techn. Hochschule Braunschweig, Bienroderweg 1 a.
Haas, Rudolf, Dr.-Ing., Baden-Baden, Beuthenmüller-straße 11.
Hackmack, Hans, Dipl.-Ing., Berlin W 30, Münchener-Straße 48.
Hahn, Willy, Justizrat Dr., Rechtsanwalt und Notar, Berlin W 62, Lützow-Platz 2.
Haehnelt, Obstlt. a. D., Berlin-Zehlendorf Wsb., Heide-straße 4.
Hall, Paul I., Luftfahrzeuging., Cassel, Wolfsangerstr. 6.
Hammer, Fritz, Ing., Berlin-Lichterfelde-West, Steglitzer-Straße 39.
Hanfland, Kurt, Ing., Berlin W 62, Bayreuther Str. 7.
Haenisch, E., Rechtsanwalt, Berlin-Friedenau, Wielandstr. 2/3.
Hansen, Asmus, Dipl.-Ing., stud.-phil., Berlin-Staaken, Flugstelle des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg.
Hantelmann, M., Köln a. Rh., Städt. Verkehrsamt, Hahnenstr. 52.
Harlan, Wolfgang, Kfm. techn. Direktor, Charlottenburg 9, Akazienallee 17.
Haw, Jakob, Ing., Haw-Propellerbau, Staaken b. Spandau.
Hayashi, Sujematsu, Major, Berlin W., Kurfürsten-damm 159.
Heidelberg, Viktor, Dipl.-Ing., Bensberg bei Köln, Kol. Frankenforst.
Heimann, Heinrich Hugo, Dr. phil., Dipl.-Ing., Berlin, Kronprinzenufer 20, Pension Kronprinz.
Heine, Fritz, Fabrikdirektor, Dipl.-Ing., Breslau-Kleinburg 18, Ebereschenallee 17.
Heine, Hugo, Fabrikbesitzer, Berlin O 34, Warschauer Straße 58.
Heinersdorff, Constans, Düsseldorf, Bleichstr. 23.
Heinkel, Ernst, Direktor, Dr.-Ing. e. h., Warnemünde, Flugplatz.
Heinrich, Hermann, Ingenieur, Berlin SW 29, Fidicinstraße 18 I.
Heinrich Prinz von Preußen, Königliche Hoheit, Dr.-Ing. e. h., Herrenhaus Hemmelmark, Post Eckernförde.
Helffrich, Josef, Dr. phil., Mannheim-Rheinau, Luftschiffwerft.
Heller, Dr. techn., Vertreter des Vereins deutscher Ingenieure, Berlin NW 7, Friedrich-Ebert-Str. 27.
Helmbold, Heinrich, Hamburg 33, Fuhlsbüttelerstr. 3.
Henninger, Albert Berthold, Referent b. Reichsbeauftragten, Berlin W, Pfalzburger Str. 72.
Hentzen, Friedrich Heinrich, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Kantstr. 18, Pension Bauer.
Herr, Hans, Kontreadmiral a. D., Hamburg, Hagenstr. 26.
Herrmann, Ernst, Obering., Halle a. S., Gr. Bräuhaus-straße 3.
Herrmann, Hans, Ing., München 9, Deisenhofener Str. 16a.
Herrmann, Rudolf, stud. mach., Dessau i. Anh., Elisabeth-straße 39.
Heydenreich, Eugen, Obering., Berlin W 15, Knesebeck-straße 43/44.
Heymann, Ernst, Hauptmann a. D., Berlin W 35, Blumeshof 17.
Hiedemann, Hans, Fabrikbesitzer, Köln a. Rh., Mauritius-steinweg 27.
Hiehle, K., Obering., Direktor der Rhemag, Berlin W, Hohenzollernstr. 5a.
Hinninger, Werner, Dipl.-Ing., Warnemünde, Ernst Heinkel-Flugzeugwerke.
Hirth, Hellmuth, Obering., Cannstatt b. Stuttgart, Prag-straße 34.
Hof, Willy, Generaldirektor, Frankfurt a. M.-Süd, Savigny-straße 25.
Hoff, Wilh., Prof. Dr.-Ing., Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Adlershof.
Hoffmann, Ludwig, Dipl.-Ing., Dessau, Großkühnauer-weg 39.
Hohenemser, M. W., Bankier, Frankfurt a. M., Neue Mainzer Str. 25.
Holle, Hans, Ing., Berlin-Schöneberg, Rosenheimer-straße 29a, b. Vincent.
Holtmann, Anton, Dipl.-Ing., Gewerberat, Recklinghausen, Wickingstr. 5.
Hoen, M., Rechtsanwalt Dr., Düsseldorf, Königsallee 22.
Hönsch, Walter, Dr., Berlin-Zehlendorf-West, Forststr. 23.
Hopf, L., Prof., Dr. phil., Aachen, Lochnerstr. 26.
Horstmann, Marinebaumeister, Rüstringen i. Oldenburg, Ulmenstr. 1c.
Horstmann, Willy, Ing., Charlottenburg, Spandauer Straße 3/III.
Hromadnik, Julius, Lt. a. D., Ing., Frankfurt a. M.-Ost, Gartenstraße 87/III.
Hübener, Wilhelm, Dr. med., Cincinnati (Ohio) U.S.A. 1801 Union Central Bldg.
Hübner, Gerbert, Dipl.-Ing., Berlin W. 35, Am Karlsbad 12/13.
Huppert, Prof., Direktor des Kyffhäuser Technikums, Frankenhausen a. Kyffhäuser.
Huth, W., Dr., Berlin-Dahlem, Bitterstr. 9.
Hüttig, Bruno, Hauptmann a. D., Zuffenhausen b. Stuttgart.
Hüttmann, Waldemar, Krietern b. Breslau, Observatorium.
Hüttner, Kurt, Fabrikdirektor, Eisenach, Dixiwerke. [Privatadresse: Mönchstr. 26].

Jablonsky, Bruno, Berlin W 15, Kurfürstendamm 18/19.
Jansen, Carl, Dipl.-Ing., Finkenwalde bei Stettin, Verbindungsstr. 7.

Jaretzky, Ing., Wildau, Kr. Teltow, Schwarzkopfstr. 111.
Joachimczyk, Alfred Marcel, Dipl.-Ing., Berlin W, Courbièrestr. 9b.
Johannesson, Hans, Lt., Berlin W 35, Blumeshof 17.
Joly, Hauptmann a. D., Klein-Wittenberg a. d. Elbe.
Joseph, Justizrat, Dr., Frankfurt a. M., Kettenhoferweg 111.
Junkers, Hugo, Prof., Dr.-Ing. e. h., Dessau, Cöthener Straße 27.

Kaffenberger, Ludwig, stud. ing., Cöthen i. A., Theaterstraße 1/I.
Kälin, Ministerialrat, Stuttgart, Württembergisches Arbeitsministerium.
Kalveram, Heinz, Direktor, Charlottenburg, An der Heerstr. 17.
Kamm, Wunibald, Dipl.-Ing., Cannstatt, Schillerstr. 26.
Kämmerling, Fritz, Oberstlt. a. D., Neubabelsberg b. Potsdam, Dianastr. 20.
Kändler, Hermann, Obering., Berlin-Steglitz, Maßmannstraße 12.
Kann, Heinrich, Obering., Charlottenburg, Ilsenburger Straße 2.
Kármán, Th. von, Prof. Dr., Aachen, Technische Hochschule, Aerodynamisches Institut.
Kasinger, Felix, Direktor, Berlin W 50, Culmbacherstraße 14.
Kastner, Hermann, Major a. D., Charlottenburg, Niebuhrstraße 58.
Kastner-Kirdorf, Gustav, Major a. D., Gräfelfing bei München, Haus »Siebenaich«.
Katzmayr, Richard, Ing., Wien IV/18, Apfelgasse 3.
Kaumann, Gottfried, Dr., Dessau-Ziebigk, Junkers-Werke, Abt. Luftverkehr.
Kaye, G., Baurat, Junkers-Luftverkehr, Dessau-Ziebigk.
Kehler, Richard von, Major a. D., Charlottenburg, Dernburgstr. 49.
Keitel, Fred, Ing., Zürich (Schweiz), Schaffhausener Str. 24.
Kempf, Günther, Dr.-Ing., Direktor der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt, Hamburg 33, Schlicksweg 21.
Kercher, Rudolf, Dipl.-Ing., Dessau, Kurze Zeile 1.
Kern, R. J., München, Herzogstr. 95.
Kiefer, Theodor, Direktor, Seddin, Posthilfsstelle Jeseritz, Kreis Stolp i. Pomm.
Kindling, Paul, Ing., Friedrichshafen a. B., Luftschiffbau.
King, Oblt. a. D., Dipl.-Ing., Stuttgart, Kernbergstraße 32.
Kirchhoff, Frido, Dipl.-Ing., Berlin W 62, Wormserstraße 10.
Kjellson, Henry, Ziviling., Flygingeniör vid Svenska Armens Flygkompani, Malmslätt (Schweden).
Klages, Paul, Ing., Bremen, Gneisenaustr. 97.
Klefeker, Siegfried, Oberstlt. a. D., Prof. und Direktor der Deutschen Heeresbücherei, Berlin NW 7, Dorotheenstraße 48.
Kleffel, Walther, Berlin W 30, Heilbronner Str. 8.
Kleinschmidt, E., Prof., Dr., Stuttgart, Landeswetterwarte.
Klemm, Hanns, Reg.-Baumeister, Direktor der Daimler Motorenwerke, Sindelfingen, Bahnhofstr. 148.
Klemperer, Wolfgang, Dr.-Ing., Akron (Ohio) U.S.A., 379 Power Street.
Kloth, Hans, Regierungsbaumeister, I. Vorsitzender des Kölner Bez.-Vereins deutscher Ingenieure, Köln-Marienburg, Marienburger Str. 102.
Knauss, Robert, Dr., Berlin-Grunewald, Winklerstr. 23/II.
Knipfer, Kurt, Reg.-Rat, Charlottenburg, Windscheidstraße 3.
Knöfel, Fritz, Direktor, Kaufmann, München, Fürstenstr. 19.
Kober, Ilse, Dipl.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.
Kober, Th., Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Werastr. 15.
Koch, Erich, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Neue Kantstr. 25.
Kölzer, Joseph, Dr., Berlin W 30, Nollendorfstr. 29/30.
König, Georg, Obering., Berlin-Dahlem, Podbielskyallee 61.
König, Georg, Zahnarzt, Frankenstein i. Schles.
Könitz, Hans Frhr. von, Major a. D., Planegg bei München, Albrecht-Dürerstraße.
Köpcke, Otto, Geh. Baurat, Dresden, Liebigstr. 24.
Kopfmüller, August, Dr., Friedrichshafen a. B., Drachenstation.
Koppe, Heinrich, Dr. phil., Abteilungsleiter der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt Adlershof, Flugplatz.
Köppen, Joachim von, Oblt. a. D., Berlin W., Joachimsthalerstraße 38.
Koschel, Ernst, Oberstabsarzt a. D., Dr. med. et phil., Berlin W 57, Mansteinstr. 5.
Koschmieder, H., Privatdozent, Dr., Danzig-Langfuhr, Heeresanger 9.
Krause, Max, Fabrikbesitzer, Berlin-Steglitz, Grunewaldstraße 44.
Krauss, Julius, Regierungsbaumeister, Dipl.-Ing., München, Kufsteinerstr. 2, b. Kraemer.
Krayer, August, Direktor der Victoria zu Berlin, Berlin SW 68, Lindenstr. 20/21.
Krell, Otto, Prof., Direktor der Siemens-Schuckert-Werke, Berlin-Dahlem, Cronberger Str. 26.
Kretschmer, Georg, Lehrer, Berlin-Neukölln, Ganghoferstr. 1, b. Brauer.
Krey, H., Regierungsbaurat, Dr.-Ing. e. h., Leiter der Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin NW 23, Schleuseninsel im Tiergarten.
Krogmann jr., Adolf, Kaufmann, Berlin N. W. 7, Friedrich-Ebertstr. 26.
Kromer, Ing., Leiter d. Abt. Luftfahrzeugbau d. Polytechnikums Frankenhausen, Frankenhausen a. Kyffhäuser.
Kruckenberg, Fr., Direktor, Dipl.-Ing., Heidelberg, Unter der Schanz 1.
Krüger, Karl, Dr. phil., Mehlem, Rhld., Haus »Schlägel und Eisen«.
Krupp, Curt, Domänenpächter, Bienau b. Liebemühl, Ostpreußen.
Ksoll, Josef, Kfm., Hünern, Post Wiese.
Kuchel, L., Dr. h. c., Ing., Berlin W 15, Duisburger Str. 12.
Kuhn, Carl, Kaufmann, Hamburg 5, An der Alster 52.
Kuhnen, Fritz, Ing., Dessau, Waldweg 24.
Kutta, Wilhelm, Prof. Dr., Stuttgart-Degerloch, Römerstraße 138.
Kutzbach, K., Prof., Direktor des Versuchs- und Materialprüfungsamtes der Techn. Hochschule Dresden, Dresden-A. 24, Liebigstr. 22.

Lachmann, G., Dr.-Ing., Tokio (Japan) Ishikawajuma Aircraft Works.
Lademann, R., cand. math. et astro., Berlin NW 23, Holsteiner Ufer 12.
Lahs, Rudolf, Fregattenkapitän, Berlin W 10, Königin-Augusta-Str. 38/42.
Lampe, Hanns, Dr.-Ing., Hamburg 26, Schulenbecksweg 4.
Landmann, Werner, Berlin-Wilmersdorf, Detmolder-Straße 13 b. Baerns.
Langer, Rudolf, Dipl.-Ing., Göttingen, Prinz-Albrecht-Straße 11/I.
Langsdorff, Werner von, Dr.-Ing., Fürstenfeldbruck, Jakobgroßstr. 4.
Lascurain y Osio, Angel de, Ing., Talleres Nacionales de Aviacion, Mexico D. F., 3a Calle de Londres 44.
Laudahn, Wilhelm, Ministerialrat, Berlin-Lankwitz, Meyer-Waldeck-Str. 2pt.
Leberke, Erich, Dr. phil., Berlin SW 47, Hagelberger Str. 44.
Leonhardy, Leo, Major a. D., Staaken b. Berlin, Siedlung, Königstraße, Deutsche Verkehrs-Fliegerschule.
Leyensetter, Walther, Dr.-Ing., Cannstatt, Schillerstraße 21.
Liebers, Fritz, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Radickestraße 33/I.
Lindenberg, Carl, Ministerialrat im Reichsschatzministerium, Berlin N. W. 7, Friedrichstr. 100.

Linke, F., Prof., Dr., Frankfurt a. M., Mendelssohnstr. 77.
Linsingen, Lothar von, Major a. D., Berlin W 35, Blumeshof 17.
Listemann, Fritz, Hauptmann a. D., Berlin-Grunewald, Hubertusallee 11a.
Longolius, Fritz, Dipl.-Ing., Dessau-Ziebigk, Junkers-Luftverkehr.
Lorenz, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. e. h., Dr., Danzig-Langfuhr, Johannisburg.
Lorenzen, C., Ing., Fabrikant, Berlin, Treptower Chaussee 2
Löser, Max, Patentanwalt, Dresden, Ringstr. 23.
Lößl, Ernst von, Dr.-Ing., Casparwerke m. b. H., Lübeck-Travemünde.
Lüdemann, Karl, wiss. Mitarbeiter, Freiberg i. Sa., Albertstraße 26.
Ludowici, Wilhelm, Dr.-Ing., Karlsruhe i. B.-Mühlburg, Nuitsstr. 5.
Ludwig, Günther, Dipl.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.
Ludwig, R., Chil. Mil.-Attaché, Berlin W., Bayreutherstraße 27.
Lühr, Richard, Dipl.-Ing., Berlin-Halensee, Johann-Georg-Straße 22.
Lürken, M., Obering., Dessau, Cöthenerstr. 27.
Lutz, R., Prof., Dr.-Ing., Trondhjem, Techn. Hochschule.

Mackenthun, Hauptmann a. D., Berlin W 10, Tiergartenstraße 22.
Mader, O., Dr.-Ing., Dessau, Frantzstr. 23.
Mades, Rudolf, Dr.-Ing., Berlin-Schöneberg, Kaiser-Friedrich-Str. 6.
Mainz, Hans, Ing., Köln-Deutz, Arnoldstr. 23a.
Malmer, Ivar, Dr. phil., Privatdozent an der Techn. Hochschule Stockholm, Ingenieur bei dem Flugwesen der schwedischen Armee, Malmslätt (Schweden).
Mann, Willy, Ing., Suhl-Neundorf i. Thüringen.
Martens, Arthur, Dipl.-Ing., Hannover, Brühl 6.
Maschke, Georg, Rentier, Berlin-Wannsee, Kl. Seestr. 31.
Maurer, Hans, Prof. Dr., Ministerialrat, Berlin-Wilmersdorf, Kaiserplatz 6.
Maurer, Ludwig, Dipl.-Ing., Obering., Berlin-Karlshorst, Heiligenberger Str. 9.
Maybach, Karl, Direktor, Dr.-Ing., Friedrichshafen am Bodensee, Zeppelinstr. 11.
Meckel, Paul A., Bankier, Berlin NW 40, In den Zelten 13.
Mecklenburg, Klaus, stud. ing., Berlin W 30, Luitpoldstr. 39.
Mederer, Robert, Direktor, Berlin W 35, Flottwellstr. 2.
Mehlhemmer, Alfred, Dr. phil. h. c., Mitinhaber der Firma Haw Propellerbau, G. m. b. H., Berlin-Schmargendorf, Auguste-Viktoria-Str. 65.
Merkel, Otto Julius, Deutsche Lufthansa A.-G., Berlin-Wilmersdorf, Kaiserallee 200.
Mertens, Walter, Hannover, Körnerstr. 4.
Messerschmitt, Willy, Dipl.-Ing., Bamberg, Lange Str. 41.
Messter, Oskar, Berlin-Dahlem, Parkstr. 56.
Meycke, Ing., Frankfurt a. M., Kranichsteiner Str. 9/I.
Meyer, Eugen, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr., Charlottenburg, Neue Kantstr. 15.
Meyer, Otto, Direktor der M. A. N., Nürnberg, Tristanstr. 5.
Meyer, P., Prof., Delft, Heemskerkstraat 19.
Meyer-Cassel, Werner, Hamburg, Etzestr. 20, b. Röse.
Michael, Franz, Dipl.-Ing., Augsburg, Klinkerberg.
Milch, Erhard, Hauptmann a. D., Direktor, Berlin W 66, Mauerstr. 63/5.
Miller, A. Basil, M. Sc. (Cantab), Chaudfontaine, Hotel du Casino, Belgien.
Mises, von, Prof., Dr., Berlin N. W. 87, Siegmundshof 9.
Mitterwallner, Paul H. von, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Windhag.
Moll, Hermann, Travemünde, Casparwerke.
Möller, E., Dr.-Ing., Darmstadt, Alicestr. 18.
Möller, Harry, Major a. D., Berlin NW 87, Wullenweberstraße 8.

Morell, Wilhelm, Leipzig, Apfelstr. 4.
Morin, Max, Patentanwalt, Dipl.-Ing., Berlin W 57, Yorkstr. 46.
Mossner, K. J., Architekt, Berlin W 10, Viktoriastr. 11.
Moy, Max Graf von, Oberzeremonienmeister, Obenhausen bei Illertissen. [Im Winter: München, Gabelsbergerstraße 35].
Mühlig-Hofmann, Oberregierungsrat, Berlin W 8, Wilhelmstr. 80.
Müller, Friedrich Karl, Ing., Monschau (Eifel).
Müller, Fritz, Dr.-Ing., Crefeld, Dionysisstr. 38.
Müller, Horst, Dipl.-Ing., Görlitz, Gr. Wallstr. 35.
Müller, Werner, Dipl.-Ing., Spandau, Straßburgerstr. 43.
Münzel, Alexander, Dipl.-Ing., Dessau, Junkerswerke, Funkplatz 3.
Muttray, Georg Justus, Dipl.-Ing., Dessau, Blumenthalstraße 1.
Muttray, Horst, Dipl.-Ing., Göttingen, Gaußstr. 11.

Naatz, Hermann, Dipl.-Ing., Obering., Berlin W 50, Schwäbische Str. 19.
Nägele, Karl Fr., Ing., Berlin-Neukölln, Saalestr. 38.
Neuber, Dr., Frhr. von Neuberg, Schloß Schney b. Lichtenfels i. Bayern.
Niemann, Erich, Hauptmann a. D., Direktor, Charlottenburg 9, Eichenallee 11.
Niemöller, Martin, Major a. D., Godesberg a. Rh., Luisenstr. 40.
Noack, W., Dipl.-Ing., Ing. i. Fa. Brown Boveri & Co., Baden b. Zürich (Schweiz), Rütistr. 12.
Nord, Ferdinand-Ernst, Oblt. a. D., Halle a/S., Idunahaus.
Nostiz, Otto Ernst von, Oblt. a. D., Berlin, Hektorstr. 6.
Nußbaum, Otto, Ing., Sofia, Bulgarien, Aerodrom-Bojurischte.
Nusselt, W., Prof., Dr.-Ing., München, Ludwigstr. 29.

Offermann, Erich, Ing., Berlin W 62, Lutherstr. 1 b. Gutmann.
Oertz, Dr.-Ing. h. c., Hamburg, An der Alster 84.
Oxé, Werner, Polizei-Hptm., Berlin-Adlershof, Luftpolizeiliche Ausbildungsstelle.

Pank, Paul Eduard, Dipl.-Ing., Berlin W 15, Kurfürstendamm 35.
Papenmeyer, Fr., Hannover, Prinzenstr. 14 I.
Parseval, A. von, Prof., Dr. h. c. Dr.-Ing., Charlottenburg, Niebuhrstr. 6.
Perlewitz, Paul, Rg.-Rat, Dr., Hamburg, Deutsche Seewarte.
Persu, Aurel, Prof., Dipl.-Ing., Direktor, Bukarest, Calea Viktoriei 202.
Pfister, Edmund, Dipl.-Ing., Berlin-Pankow, Mendelstraße 51/II.
Pilgrim, Max von, Dipl.-Ing., Berlin-Adlershof, Bismarckstraße 7.
Plauth, Karl, Dipl.-Ing., Dessau, Ringstr. 23a.
Pleines, Wilhelm, Dipl.-Ing., Berlin-Schöneberg, General Papestraße 2, Wilhelmerhaus.
Ploth, August-Albert, Berlin W. 50, Bambergerstr. 53.
Pohlhausen, Ernst, Prof. Dr., Danzig-Langfuhr, Techn. Hochschule.
Polis, P. H., Prof., Dr., Aachen, Monsheimsallee 62.
Prandtl, L., Prof., Dr.-Ing., Dr., Göttingen, Bergstr. 15.
Prill, Paul, Ziviling., Flugzeuging., München, Oettingenstraße 23.
Pröll, Arthur, Prof., Dr.-Ing., Hannover, Welfengarten 1.
Prondzynski, Stephan von, Kapitänleutnant a. D., Berlin-Steglitz, Kurfürstenstr. 4.
Proske, Paul, Polizeioberwachtmeister, Glogau a. Oder, Friedrichstr. 3/I.

Quittner, Viktor, Dr., Dipl.-Ing., Wien I, Hohenstaufengasse 10.

Rahlwes, Kurt, Dipl.-Ing., Hannover-Münden, Questenberg 12.

Rahtjen, Arnold, Dr. chem., Berlin-Wilmersdorf, Jenaer Straße 17/II.
Rasch, F., Amsterdam, Rokin 84.
Raethjen, Paul, Dr. phil., Gersfeld/Rhön, Wasserkuppe.
Rau, Fritz, Obering., Mannheim, N. 7. 8.
Redlin, Johannes, Syndikus, Gerichtsassessor a. D., Charlottenburg, Berlinerstr. 97/II.
Regelin, Hans, Ing., Warnemünde, Bismarckstr. 1c.
Rehder, Kurt, Dipl.-Ing., Hannover, An der Strangriede 44 pt.
Reiners, Hellmuth, Ingenieur, Berlin-Schöneberg, Cäciliengärten 23.
Reinhardt, Siegfried, Berlin W 10, Matthäikirchstr. 12.
Reiniger, Paul, Dipl.-Ing., Oberregierungsrat und Mitglied des Reichspatentamtes, Berlin-Friedrichshagen, Steinplatz.
Rethel, Walter, Ing., Arado-Werft, Warnemünde.
Richthofen, Wolfram Frhr. von, Dipl.-Ing., Berlin-Südende, Oehlertstr. 25.
Ritter, Kaplt., Wilhelmshaven, Linienschiff Schleswig-Holstein.
Ritter, Vorstandsmitglied der Hamburg-Amerika-Linie, Hamburg, Alsterdamm 25.
Ritter, Karl, Hptm. a. D., Berlin S. W. 68, Friedrichstraße 20.
Rohrbach, Adolf K., Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Ruhrstraße 12.
Rölz, Gottfried, cand. mach., Eßlingen a/N., bei Gipsermeister Hink.
Rosenbaum, B., Dipl.-Ing., i. Fa. Erich F. Huth, G. m. b. H., Berlin SW 48, Wilhelmstr. 130.
Roesler, Rudolf, Dipl.-Ing., München, Friedrichstr. 18.
Roth, H., Dr., phil. nat., Frankfurt a. M., Westendstr. 74.
Roth, Richard, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Sybelstr. 40.
Rothgießer, Georg, Ing., Berlin W 30, Martin-Luthertr. 91.
Rothkirch und Panthen, Jarry von, Berlin-Schöneberg, Grunewaldstr. 29.
Rotter, Ludwig, cand. ing., Flugzeugkonstrukteur, Budapest VIII, Rökk Szillard-u. 31. III. 12.
Rottgardt, Karl, Dr. phil., Direktor i. Fa. Erich F. Huth G. m. b. H., Berlin SW 48, Wilhelmstr. 130.
Roux, Max, Geschäftsleiter und Mitinhaber d. Fa.. Carl Bamberg, Berlin-Friedenau, Kaiserallee 87/88.
Rühl, Karl, Dipl.-Ing., Berlin NO 55, Danzigerstr. 50.
Rumpler, Edmund, Dr.-Ing., Berlin SW. 68, Kochstr. 53.
Ruppel, Carl, Ziviling., Charlottenburg, Dernburgstr. 24.
Rynin, Nicolaus, Prof., Petrograd, Kolomenskaja Straße 37, Wohn. 25.

Seehase, Dr.-Ing., Berlin SO 36, Elsenstr. 1.
Seewald, Friedrich, Dr.-Ing., Berlin-Grünau, Bahnhofstr. 3.
Seiferth, Reinhold, Dipl.-Ing., Göttingen, Schillerstr. 30.
Seilkopf, Heinrich, Dr., Hannover, Vahrenwalder Heide. Flugwetterwarte.
Seppeler, Arnold, Ing., Stuttgart, Forststr. 49.
Seppeler, Ed., Dipl.-Ing., Neukölln, Saalestr. 38.
Serno, Major a. D., Charlottenburg, Leonhardtstr. 5/II.
Seydel, Edgar, Dipl.-Ing., Berlin-Adlershof, Roonstr. 18.
Silverberg, P., Generaldirektor, Dr., Köln, Kaiser-Friedrich-Ufer 55.
Simon, Robert Th., Kommerzienrat, Kirn a. d. Nahe.
Soden-Fraunhofen, Graf von, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Zeppelinstr. 10.
Solff, Karl, Major a. D., Direktor, München, Trautenwolfstraße 2.
Sommer, Paul, Major a. D., Dortmund, Ostwall 4.
Sommer, Robert, Civiling., Charlottenburg, Waitzstraße 12.
Sonntag, Richard, Dr.-Ing., Privatdozent, Beratender Ingenieur, Berlin-Friedrichshagen, Cöpenicker Str. 25.
Spiegel, Julius, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Fredericiastraße 32.
Spies, Rudolf, Berlin W 62, Landshuterstr. 35, b. Engelhardt.
Spieß, Albrecht, Oblt. a. D., Charlottenburg 2, Knesebeckstr. 70/71.
Spieweck, Bruno, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Kronprinzenstraße 14/I.
Springsfeld, Carl, Fabrikdirektor, Dipl.-Ing., Aachen, Fafnirwerke, A.-G.
Sultan, Martin, Dr. med. dent., Zahnarzt, Berlin-Schöneberg, Innsbrucker-Str. 54.
Süring, R., Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr., Vorsteher d. Meteorologischen Observatoriums, Potsdam, Telegrafenberg.

Schaffran, Dr., Leiter des Wissenschaftlich-Technischen Instituts für Schiffsantrieb, Hamburg-Altona, Friedensallee 7, b. Zeise.
Schapira, Carl, Dr.-Ing., Direktor d. Ges. »Telefunken«, Berlin SW 61, Tempelhofer Ufer 9.
Schatzki, Erich, Dipl.-Ing., Berlin-Neutempelhof, Hohenzollernkorso 30, b. Henschel.
Schellenberg, R., Dr.-Ing., Berlin-Halensee, Johann-Georg-Str. 26, b. Tönges.
Scherle, Joh., Kommerzienrat, Direktor der Ballonfabrik Riedinger, Augsburg, Prinzregentenstr. 2.
Scherschevsky, Alexander, stud. ing. et phil., Berlin W, Starnbergerstr. 3, b. Goldschmidt.
Scherz, Walter, Ing. Friedrichshafen a. B., Seestr. 75.
Scheubel, N., Dipl.-Ing., Techn. Hochschule Aachen, Aerodynamisches Institut.
Scheuermann, Erich, Dipl.-Ing., München, Maximilianstraße 8.
Scheve, Götz von, Hptm. a. D., Berlin-Friedenau, Odenwaldstr. 21.
Schicht, Friedrich, Student, Dresden 24, Bayreutherstraße 40.
Schieferstein, Heinrich, Obering., Charlottenburg, Kaiser-Friedrich-Str. 1.
Schilhansl, Max, Dipl.-Ing., Neubiberg bei München, Graf Törsindstr. 148.
Schiller, Ewald, Pat.-Ing., Weimar, Schwanseestr. 24.
Schiller, Ludwig, Prof. Dr., Leipzig, Linnéstr. 5.
Schinzinger, Reginald, Dipl.-Ing., Junkerswerke, Dessau, Friedrichsallee 31.
Schleusner, Arno, Dipl.-Ing., Recklinghausen, Oerweg 53.
Schlink, Prof., Dr.-Ing., Darmstadt, Olbrichsweg 10.
Schlotter, Franz, Ing., Dessau, Friederikenstr. 55c.
Schmedding, Baurat, Direktor der Oertz-Werft A.-G., Neuhof bei Hamburg, Wilhelmsburg-Elbe 4.
Schmiedel, Dr.-Ing., Berlin W 62, Lutherstr. 18.
Schmidt, E., Ing., Frankenstein i. Schles., Bahnhofstr. 15.
Schmidt, Georg, Ing., Berlin W 57, Winterfeldtstr. 6, bei Streckfuß.
Schmidt, J. G. Karl, Solingen, Dr. W. Kampschulte, A.-G.
Schmidt, Richard Carl, Verlagsbuchhändler, Berlin W 62, Lutherstr. 14.
Schmidt, Werner, Dipl.-Ing., Greußen i. Thür., Nordhäuserstr.
Schneider, Franz, Direktor der Franz Schneider Flugmaschinenwerke, Berlin-Wilmersdorf, Konstanzer Str. 7.
Schneider, Helmut, Dipl.-Ing., Gaggenau, Hebelstr. 5.
Schnitzer-Fischer, Robert, Dipl.-Ing., Kempten i. Allg.
Scholler, Karl, Dr.-Ing., Hannover, Heinrichstr. 52.
Schramm, Josef, stud. techn., Klingenthal i. S., Auerbacher Straße, b. Köstler.
Schreiber, Otto, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr., Königsberg i. Pr., Hammerweg 3.
Schrenk, Martin, Dipl.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof.
Schroeder, Joachim von, Major a. D., Berlin-Halensee, Joachim Friedrichstr. 53.
Schröder, Theodor, cand. mach., Berlin-Grünau, Köpenikerstr. 12 bei Frau Klein.
Schubert, Rudolf, Dipl.-Ing., Berlin-Friedrichshagen, Seestraße 63.

Schües, Edgar, Hamburg, Mönckebergstr. 27.
Schulte-Frohlinde, Dipl.-Ing., Marina di Pisa, Via del Fortino 2.
Schultz, Ortwin von, Kaufmann, Hannover, Rumannstr. 28.
Schumann, Herbert, Versicherungsbeamter, Leipzig-R., Oststr. 2.
Schumann, W. O., Prof., München, Bauerstr. 40.
Schuster, Rolf, cand. dipl.-ing., Frankfurt a. M., Ludolfusstraße 5.
Schüttler, Paul, Direktor der Pallas-Zenith-Gesellschaft, Charlottenburg, Wilmersdorfer Str. 85.
Schwager, Otto, Dipl.-Ing., Obering., München, Agnesstraße 49.
Schwartz, Wilhelm, Reichswirtschaftsrichter a. W., Berlin-Lichterfelde-Ost, Heinersdorfer Str. 27.
Schwarz, Hans, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Leibnizstraße 63.
Schwarz, Robert, Dipl.-Ing., Hannover, Militärstr. 20.
Schwengler, Johannes, Dr.-Ing., Strelitz i. M., Fürstenberger Str. 1.

Stadie, Alfons, Dipl.-Ing., Obering., Berlin-Schmargendorf, Heiligendamerstraße 15.
Stahl, Friedrich, Hauptmann, Cassel, Nebelthaustr. 12.
Stahl, Karl, Obering., Friedrichshafen a. B., Seestr. 37.
Staiger, Ludwig, Ing., Birkenwerder, Bez. Potsdam, Briese Allee 28.
Staufer, Franz, Dipl.-Ing., Andritz b. Gratz, Maschinenfabrik.
Stauß, Emil Georg von, Dr.-Ing. e. h., Direktor der Deutschen Bank, Berlin W 8, Mauerstraße 39/I.
Steffen, Major a. D., Berlin W 35, Blumeshof 17.
Steinen, Carl von den, Marinebaurat, Dipl.-Ing., Hamburg, Erlenkamp 8.
Stelzmann, Josef, Köln a. Rh., Stollwerckhaus.
Stempel, Friedrich, Oberstleutnant a. D., Direktor der Lokalbahn A.-G., München, Luisenstr. 15.
Stender, Walter, Ing., Frankenhausen a. Kyffh., Lindenstraße 6.
Stieber, W., Dr.-Ing., Berlin-Grünau, Königstr. 7.
Stoeckicht, Wilh., Dipl.-Ing., München-Solln, Erikastr. 3.
Stöhr, Werner, Dipl.-Ing., Leipzig, Pößnerweg 2.
Straubel, Prof., Dr. med. et phil. h. c., Jena, Botzstr. 10.
Stuckhardt, Herbert, Oblt. a. D., Berlin W 15, Lietzenburger Str. 15.
Student, Kurt, Hauptmann, Berlin-Pankow, Florastr. 89.

Taub, Josef, Dipl.-Ing., Berlin NW., Klopstockstr. 50.
Tempel, Heinz, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Schillerstraße 37/38.
Tetens, Hans, Major a. D., Direktor des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller, Berlin-Halensee, Halberstädter Str. 2.
Tetens, Otto, Prof., Dr., Observator, Lindenberg, Kreis Beeskow, Observatorium.
Thalau, K., Dr.-Ing., Berlin-Schöneberg, Am Park 13, bei Noël.
Theis, Karl, Dipl.-Ing., Stralsund, Sarnowstr. 20.
Thelen, Robert, Dipl.-Ing., Hirschgarten b. Friedrichshagen-Berlin, Eschenallee 5.
Thiel, Raphael, Dipl.-Ing., Nagoya (Japan) Aitschi Tokei Danki K. K.
Thieme, Dr., Fabrikbesitzer, Berlin-Neutempelhof, Kaiserkorso 3.
Thierauf, Adam, Ing., Fabrikbesitzer, Hof i. Bayern, Vorstadt 20.
Thilo, Daniel, Präsident der Oberpostdirektion Potsdam, Potsdam, Am Kanal 16/18.
Thoma, Dieter, Prof., Dr.-Ing., München 19, Sophie-Stehle-Str. 6.
Thomas, Erik, Dipl.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.
Thomsen, Otto, Dipl.-Ing., Dessau-Alten.
Thüna, Frhr. von, Potsdam, Bertinistr. 17.

Tietjens, Oskar, Dr. phil., Göttingen, Am Kreuz 5.
Tischbein, Willy, Direktor d. Continental-Caoutchouc und Guttapercha Comp., Hannover, Vahrenwalder Str. 100.
Tonn, Eberhard, Dipl.-Ing., Breslau 2, Buddestr. 11.
Törppe, Ernst, Berlin SW 29, Zossener Str. 53.
Trefftz, E., Prof. Dr., Dresden, Nürnberger Str. 31/I.
Trenckmann, Johannes, Direktor, Berlin-Friedenau, Stubenrauchstr. 9.
Tschudi, Georg von, Major a. D., Berlin-Schöneberg, Apostel-Paulus-Str. 16.
Tyszka, Heinrich von, Berlin W 8, Taubenstr. 1/2.

Udet, Ernst, Oblt. a. D. München, Maximilianstr. 4.
Uding, Rudolf, Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstr. 10 I.
Unger, Eduard, Dr.-Ing., Nürnberg, Birkenstr. 3.
Ungewitter, Kurt, Ing., Berlin W 15, Darmstädter Str. 9.
Ursinus, Oskar, Ziviling., Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8.

Veiel, Georg Ernst, Dr. jur. et. rer. pol., Rittm. a. D., Berlin NW 7, Friedrich Ebertstr. 26.
Vierling, Direktor, München, Briennerstr. 8.
Vietinghoff-Scheel, Karl Baron von, Dr., Berlin W 10, Tiergartenstr. 16.
Vogt, Richard, Dr.-Ing., Sowajama Aza Takaha, Rokkomuro (Mukogun), Kobe-shigai (Japan).
Voigt, Eduard, Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Pfalzburgerstraße 67.
Völcker, Kurt, cand. ing., Darmstadt, Sandstr. 14.

Wachsmuth, Gustav Adolf, Charlottenburg, Schloßstr. 17.
Wagenführ, Felix, Oberstlt. a. D., Dir. d. Arado-Handelsgesellschaft, Berlin W 10, Friedrich-Wilhelm-Str. 18.
Wagner, Arthur, Fürstl. Markscheider-Assistent, Ober-Waldenburg i. Schles., Chausseestr. 3a.
Wagner Edler von Florheim, Nikolaus, Major, Wien III/40, Rasumofskygasse 27.
Wagner, Rud., Dr., Obering., Hamburg, Bismarckstr. 105.
Waitz, Hans, Generalmajor a. D., Bad Homburg v. d. H., Gymnasiumstr. 8.
Wäller, Karl, Bremen, Ostertorwall 19/20.
Walter, M., Direktor des Norddeutschen Lloyd, Bremen, Lothringerstr. 47.
Wankmüller, Romeo, Direktor, Berlin W 15, Kurfürstendamm 74.
Wassermann, B., Patentanwalt, Dipl.-Ing., Berlin SW, Hallesches Ufer 5.
Weber, M., Prof. a. d. Techn. Hochschule Charlottenburg, Berlin-Nikolassee, Lückhoffstr. 19.
Wedemeyer, August, Prof. Dr., Ministerialrat, Berlin-Schlachtensee, Heimstettenstr. 5.
Weidinger, Hans, Dipl.-Ing., Assistent a. d. Techn. Hochschule München, Pasing b. München, Graefstr. 7.
Weigelt, Kurt, Dr., Berlin W, Keithstr. 3.
Weil, Kurt H., Dipl.-Ing., Dessau-Ziebigk, Junkers-Luftverkehr.
Weißhaar, Prof. Dr., Direktor der staatlichen technischen Schulen, Hamburg, Lübeckertor 24.
Wendlandt, Fritz, Dipl.-Ing., Staaken bei Spandau, Deutsche Lufthansa A.-G.
Wenke, Helmuth, Ing., Dessau-Siedlung, Kurze Zeile 1.
Wentscher, Bruno, Hauptm. a. D., Redakteur a. Berl Lokalanzeiger, Charlottenburg I, Guerickestr. 41.
Wertenson, Fritz, Ing., München, Isabellastr. 27.
Westphal, Paul, Ing., Berlin-Dahlem, Altensteinstr. 33.
Weyl, Alfred Richard, Ing., Charlottenburg 5, Kaiserdamm 9.
Wichmann, Wilhelm, Ing., »Ikarus« A. D. Toornica Aero i Hidroplana, Novi Sad (Jugoslawien).
Wiechert, E., Geheimrat, Prof., Dr., Göttingen, Herzberger Landstr. 180.
Wiener, Otto, Prof., Dr., Direktor des Physik. Instituts der Universität Leipzig, Linnéstr. 5.
Wigand, Albert, Dr., Prof., Hohenheim b. Stuttgart.

Wilamowitz-Moellendorf, Hermann von, Hauptm. a. D., Charlottenburg 9, Eichenallee 12.
Willmann, Paul, Fabrikbesitzer, Berlin SW 61, Blücherstraße 12.
Winter, Hermann, Dipl.-Ing., Flugplatz Bojurischte, Sofia, Bulgarien.
Winterfeldt, Georg von, Kaptlt. a. D., Königsberg i. Pr., Flughafen Devau.
Wirsching, Jakob, Ing., Stuttgart-Gablenberg, Gaishämmerstr. 14.
Wischer, Marinebaumeister, Berlin-Steglitz, Goebenstraße 7 a.
Wittmann, Karl, Grünau (Mark), Mittelstr. 2, b. Fischer.
Wolf, Heinrich, Kaufmann, Leipzig-Eutritzsch, Delitzscherstraße 51.
Wolff, E. B., Direktor, Dr., Amsterdam, Marinewerft.
Wolff, Ernst, Major a. D., Dipl.-Ing., Direktor, Berlin-Lichterfelde-Ost, Bismarckstr. 7.
Wolff, Hans, Dr. phil., Breslau VIII, Rotkretscham.
Wolff, Harald, Obering. d. Siemens-Schuckert-Werke Charlottenburg, Niebuhrstr. 57.
Wolff, Jakob, Hamburg, Gr. Bleichen 23/IV.
Wronsky, Direktor, Berlin-Lankwitz, Bruchwitzstr. 4.
Wulffen, Joachim von, stud. ing., Rittergut Walbruch, Machlin, Bez. Köslin.

Ysenburg, Ludwig Graf von, Dr., Frankfurt a. M., Robert-Mayer-Str. 2.

Zabel, Werner, Dr. med., Universitätsklinik, München, Mathildenstr. 2.
Zahn, Werner, Hauptmann a. D., Braunschweig, Rebenstraße 17.
Zeyssig, Hans, Dipl.-Ing., Staaken b. Spandau, Siedlung, An der Heerstraße, Flugsportschule.
Zimmer-Vorhaus, Major a. D., Breslau 13, Augustastr. 65.
Zindel, Ernst, Dipl.-Ing., Dessau, Ruststr. 3, bei Ahrendt.
Zoller, Johann, Hofrat, Oberbaurat, Wien IX/2, Severingasse 7.
Zürn, W., Berlin-Grunewald, Dunckerstr. 2.
Zwerina, Rudolf, Lehrkanzel für Luftschifffahrt und Automobilwesen, Techn. Hochschule Wien.

d) Außerordentliche Mitglieder.

Aero-Club von Deutschland, Berlin W 35, Blumeshof 17.
Aerogeodetic Mij voor Aerogeodesio, Zweigniederlassung Berlin-Zehlendorf Wsb., Goerzallee.
Aerotopograph, G. m. b. H., Dresden-N. 23, Kleiststr. 10.
Akademische Fliegergruppe der Techn. Hochschule Berlin, Charlottenburg, Berliner Str. 170/71.
Albatros-Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal, Flugplatz.
Argentinischer Verein Deutscher Ingenieure, Buenos-Aires, Moreno 1059.
Argus-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf.
Bahnbedarf Aktiengesellschaft, Darmstadt.
Bayerische Flugzeugwerke A. G., Augsburg, Haunstetterstraße 181 a.
Bayerische Motoren-Werke A.-G., München, Lerchenauer Straße 76.
Benz & Cie., Mannheim.
Berliner Flughafen-Gesellschaft m. b. H., Berlin SW 29, Tempelhofer Feld.
Casparwerke m. b. H., Travemünde. (Berlin-Schöneberg, Meraner Str. 2.)
Chemisch-Technische Reichsanstalt, Berlin, Postamt Plötzensee.
Daimler-Motoren-Gesellschaft, Werk Sindelfingen.
Deutsche Kraftfahrzeug-Werke A.-G., Werk Haselhorst, Spandau, Berliner Chaussee.
Deutsche Luft-Hansa A.-G., Berlin W 66, Mauerstr. 63/65.
Deutscher Luftfahrt-Verband, Ortsgruppe Hof E. V., Hof i. B.
Deutsches Museum, München, Museumsinsel 1.
Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.-Seemoos.
Gesellschaft für drahtlose Telegraphie m. b. H. (Telefunken) Berlin S. W. 11, Hallesches Ufer, 12/13.
Gyrorektor-Gesellschaft m. b. H., Berlin S. W. 68, Alexandrinenstraße 11.
Hamburg-Amerika-Linie, Hamburg.
J. G. Farbenindustrie-Aktiengesellschaft, Frankfurt a. M., Gutleutstr. 31.
Leipziger Verein für Luftfahrt und Flugwesen E. V., (D.L.V.), Leipzig, Neumarkt 40.
Lepel-Hochfrequenz-Zündungs-Vertriebs-Ges. m. b. H., Charlottenburg 5, Windscheidstr. 1.
Ludolph, W., A.-G., Bremerhaven, Mühlenstr. 2.
Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin W 62, Kleiststraße 8.
Luft-Verkehrs-Gesellschaft, Arthur Müller, Berlin-Johannistal, Großberlinerdamm.
Magistrat Berlin, Berlin W 9, Friedrich Ebertstr. 5.
Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg A.-G., Augsburg.
Maybach-Motorenbau G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.
Mehlich, J., A.-G., Zweigwerk Leipzig-Heiterblick vorm. Automobil-Aviatik A.-G., Leipzig-Schönfeld, Berlin N. 54, Sophienstraße 21.
Messter, Ed., G. m. b. H., Abt. Optikon, Berlin W 8, Leipziger Str. 110/11.
Metallbank und Metallurgische Ges. A.-G., Frankfurt a. M., Bockenheimer Anlage 45.
Nationale Automobil-Gesellschaft A.-G., Berlin-Oberschöneweide.
Raab-Katzenstein-Flugzeugwerk G. m. b. H., Cassel-B.. Deutsche Werke.
Reichsverband d. Deutschen Automobilindustrie, Berlin NW, Unter den Linden 12.
Rhenania-Ossag Mineralöle A.-G., Düsseldorf, Rhenaniahaus.
Rohrbach-Metallflugzeugbau G. m. b. H., Berlin SW 68, Friedrichstr. 203.
Segelflugvereinigung der Technischen Hochschule, Wien IV, Karlsplatz 13.
Siemens & Halske A.-G., Blockwerk, Siemensstadt b. Berlin.
Süddeutscher Aero-Lloyd A.-G., München, Liebigstr. 10a.
Schiffbauabt. im Polytechnikum Petrograd-Sosnovka (Rußland), Polytechnikum.
Staatspolizeiverwaltung, Abt. IV B., Dresden A 1, Schließfach 337 (Schloßstr. 25).
Stahlwerk Mark A.-G., Breslau 17, Westend.
Stuttgarter Verein. Versicherungs-Aktiengesellschaft in Stuttgart. Abteilung für Luftfahrt-Versicherung, Stuttgart, Uhlandstr. 5—7.
Ungarisches Luftamt Budapest I, Besci caputer 4.
Verband Deutscher Flieger i. d. C. S. R., Ortsgruppe Mähr.-Schönberg, Vorsitzender: Fritz Schuster, Mähr.-Schönberg, Sumperk.
Verein Dresden des Deutschen Luftfahrt-Verbandes E. V., Dresden-A. 16, Carlowitzstr. 44.
Vereinigung ehem. Luftschiffbesatzungen, Berlin, Chausseestraße 94. Adresse: Hans Kuhnke, Berlin-Reinickendorf-West, Berliner Str. 113.

II. Satzung.

Neudruck nach den Beschlüssen der XV. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung vom 16. bis 20. Juni 1926.

I. Name und Sitz der Gesellschaft.

§ 1.

Die am 3. April 1912 gegründete Gesellschaft führt den Namen »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.«. Sie hat ihren Sitz in Berlin und ist in das Vereinsregister des Amtsgerichtes Berlin-Mitte eingetragen unter dem Namen: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. Eingetragener Verein.«

II. Zweck der Gesellschaft.

§ 2.

Zweck der Gesellschaft ist die Förderung der Luftfahrt auf allen Gebieten der Theorie und Praxis, insbesondere durch folgende Mittel:

1. Mitgliederversammlungen und Sprechabende, an denen Vorträge gehalten und Fachangelegenheiten besprochen werden.
2. Herausgabe einer Zeitschrift sowie von Forschungsarbeiten, Vorträgen und Besprechungen auf dem Gebiete der Luftfahrt.
3. Stellung von Preisaufgaben, Anregung von Versuchen, Veranstaltung und Unterstützung von Wettbewerben.

§ 3.

Die Gesellschaft soll Ortsgruppen bilden und mit anderen Vereinigungen, die verwandte Bestrebungen verfolgen, zusammenarbeiten.

Sie kann zur Bearbeitung wichtiger Fragen Sonderausschüsse einsetzen.

III. Mitgliedschaft.

§ 4.

Die Gesellschaft besteht aus:

ordentlichen Mitgliedern,
außerordentlichen Mitgliedern,
Ehrenmitgliedern.

§ 5.

Ordentliche Mitglieder können nur physische Personen werden, die in Luftfahrtwissenschaft oder -praxis tätig sind, oder von denen eine Förderung dieser Gebiete zu erwarten ist; die Aufnahme muß von zwei ordentlichen Mitgliedern der Gesellschaft befürwortet werden.

Das Gesuch um Aufnahme als ordentliches Mitglied ist an den Vorstand zu richten, der über die Aufnahme entscheidet. Wird von diesem die Aufnahme abgelehnt, so ist innerhalb 14 Tagen Berufung an den Vorstandsrat (§ 17) statthaft, der endgültig entscheidet.

§ 6.

Die ordentlichen Mitglieder können an den Versammlungen der Gesellschaft mit beschließender Stimme teilnehmen und Anträge stellen, sie haben das Recht, zu wählen und können gewählt werden; sie erhalten die Zeitschrift der Gesellschaft kostenlos geliefert.

§ 7.

Sämtliche Mitgliederbeiträge werden vom Vorstand verbindlich festgesetzt.

Ordentlichen Mitgliedern, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben, ist gestattet, ein Drittel des Jahresbeitrages der für die ordentlichen Mitglieder, die das 30. Lebensjahr vollendet haben, festgesetzt ist, als Beitrag zu zahlen. Der Beitrag ist vor dem 1. Januar des Geschäftsjahres zu entrichten. Mitglieder, die im Laufe des Jahres eintreten, zahlen den vollen Beitrag innerhalb eines Monats nach der Aufnahme. Erfolgt die Beitragszahlung nicht in der vorgeschriebenen Zeit, so wird sie durch Postauftrag oder Postnachnahme auf Kosten der Säumigen eingezogen.

Mitglieder, die im Ausland ihren Wohnsitz haben, zahlen den Beitrag nach Vereinbarung mit der Geschäftsstelle.

Der Vorstand wird ermächtigt, den Beitrag auf Antrag in Ausnahmefällen bis auf ⅓ des ordentlichen Beitrages zu ermäßigen

§ 8.

Ordentliche Mitglieder können durch eine einmalige Zahlung einer Summe, die vom Vorstand festgesetzt wird, lebenslängliche Mitglieder werden. Diese sind von der Zahlung der Jahresbeiträge, nicht aber von erforderlich werdenden Umlagen, befreit.

§ 9.

Außerordentliche Mitglieder können Körperschaften, Firmen usw. werden, von denen eine Förderung der Gesellschaft zu erwarten ist; sie sind gleichfalls mit einer Stimme stimmberechtigt. Bei nicht rechtsfähigen Gesellschaften erwirbt ihr satzungsmäßiger oder besonders bestellter Vertreter die außerordentliche Mitgliedschaft.

Das Gesuch um Aufnahme als außerordentliches Mitglied ist an den Vorstand zu richten, der über die Aufnahme endgültig entscheidet.

§ 10.

Die außerordentlichen Mitglieder können an den Veranstaltungen der Gesellschaft durch einen Vertreter, der jedoch nur beratende Stimme hat, teilnehmen und auch Anträge stellen. Sie erhalten die Zeitschrift kostenlos geliefert.

§ 11

Der Beitrag der außerordentlichen Mitglieder, welcher ein Vielfaches des Beitrages der ordentlichen Mitglieder beträgt, wird in gleicher Weise wie der der ordentlichen Mitglieder festgesetzt und entrichtet (vgl. § 7).

Sie können ebenfalls durch eine einmalige Zahlung der in gleicher Weise festgesetzten Summe auf 30 Jahre Mitglied werden

Für außerordentliche Mitglieder, die ihren Sitz im Ausland haben, gelten in bezug auf die Höhe des Beitrages gleichfalls die Vorschriften des § 7, Abs. 3.

Der Vorstand ist berechtigt, auf Antrag in Ausnahmefällen den Beitrag der außerordentlichen Mitglieder bis auf 1½fachen Betrag der ordentlichen Mitglieder herabzusetzen.

§ 12.

Ehrenmitglieder können Personen werden, die sich um die Zwecke der Gesellschaft hervorragend verdient gemacht haben. Ihre Wahl erfolgt auf Vorschlag des Vorstandes durch die Hauptversammlung.

§ 13.

Ehrenmitglieder haben die Rechte der ordentlichen Mitglieder und gehören überzählig dem Vorstandsrat (§ 21) an. Sie sind von der Zahlung der Jahresbeiträge befreit.

§ 14.

Mitglieder können jederzeit aus der Gesellschaft austreten[1]). Der Austritt erfolgt durch schriftliche Anzeige an den Vorstand; die Verpflichtung zur Entrichtung des laufenden Jahresbeitrages wird durch den Austritt nicht aufgehoben, jedoch erlischt damit jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

§ 15.

Mitglieder können auf Beschluß des Vorstandes und Vorstandsrates ausgeschlossen werden. Hierzu ist dreiviertel Mehrheit der anwesenden Stimmberechtigten erforderlich. Gegen einen derartigen Beschluß gibt es keine Berufung. Mit dem Ausschluß erlischt jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

§ 16.

Mitglieder, die trotz wiederholter Mahnung mit den Beiträgen in Verzug bleiben, können durch Beschluß des Vorstandes und Vorstandsrates von der Mitgliederliste gestrichen werden. Hiermit erlischt jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

IV. Vorstand und Vorstandsrat.

§ 17.

An der Spitze der Gesellschaft stehen:

der Ehrenvorsitzende,
der Vorstand,
der Vorstandsrat.

§ 18.

Der Ehrenvorsitzende wird auf Vorschlag des Vorstandes von der Hauptversammlung auf Lebenszeit gewählt.

§ 19.

Der Vorstand besteht aus drei Personen, dem Vorsitzenden und zwei stellvertretenden Vorsitzenden. Ein Vorstandsmitglied verwaltet das Schatzmeisteramt.

Der Vorsitzende kann gleichzeitig das Amt des wissenschaftlichen Leiters oder des Schatzmeisters bekleiden. Dann ist das dritte Vorstandsmitglied stellvertretender Vorsitzender.

§ 20.

Der Vorstand besorgt selbständig alle Angelegenheiten der Gesellschaft, insoweit sie nicht der Mitwirkung des Vorstandsrates oder der Mitgliederversammlung bedürfen. Er hat das Recht, zu seiner Unterstützung einen Geschäftsführer und sonstiges Personal anzustellen.

Der Vorstand regelt die Verteilung seiner Geschäfte nach eigenem Ermessen.

Urkunden, die die Gesellschaft für längere Dauer oder in finanzieller Hinsicht erheblich verpflichten, sowie Vollmachten sind jedoch von mindestens zwei Vorstandsmitgliedern zu unterzeichnen. Welche Urkunden unter diese Bestimmung fallen, entscheidet der Vorstand selbständig.

§ 21.

Der Vorstandsrat besteht aus mindestens 30, höchstens 35 Mitgliedern. Er steht dem Vorstand mit Rat und Anregung zur Seite. Seiner Mitwirkung bedarf:

1. die Entscheidung über die Aufnahme als ordentliches Mitglied, wenn sie vom Vorstand abgelehnt ist,
2. der Ausschluß von Mitgliedern und das Streichen von der Mitgliederliste,
3. die Zusammensetzung von Ausschüssen (§ 3),
4. die Wahl von Ersatzmännern für Vorstand und Vorstandsrat (§ 23).

§ 22.

Die Sitzungen des Vorstandsrates finden unter der Leitung eines Vorstandsmitgliedes statt. Der Vorstand beruft den Vorstandsrat schriftlich, so oft es die Lage der Geschäfte erfordert, mindestens aber jährlich einmal, ebenso, wenn fünf Mitglieder des Vorstandsrates es schriftlich beantragen. Die Tagesordnung ist, wenn möglich, vorher mitzuteilen. Der Vorstandsrat hat das Recht, durch Beschluß seine Tagesordnung abzuändern. Er ist beschlußfähig, wenn ein Mitglied des Vorstandes und mindestens sieben Mitglieder anwesend sind, bzw. wenn er auf eine erneute Einberufung hin mit der gleichen Tagesordnung zusammentritt. Er beschließt mit einfacher Stimmenmehrheit. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden, bei Wahlen jedoch das Los.

§ 23.

Der Vorsitzende, die beiden stellvertretenden Vorsitzenden, sowie der Vorstandsrat werden von den stimmberechtigten Mitgliedern der Gesellschaft auf die Dauer von drei Jahren gewählt. Nach Ablauf eines jeden Geschäftjahres scheidet das dienstälteste Drittel des Vorstandsrates aus; bei gleichem Dienstalter entscheidet das Los. Eine Wiederwahl ist zulässig.

Scheidet ein Mitglied des Vorstandes während seiner Amtsdauer aus, so müssen Vorstand und Vorstandsrat einen Ersatzmann wählen, der das Amt bis zur nächsten ordentlichen Mitgliederversammlung führt. Für den Rest der Amtsdauer des ausgeschiedenen Vorstandsmitgliedes wählt die ordentliche Mitgliederversammlung ein neues Mitglied.

Wenn die Zahl des Vorstandsrates unter 30 sinkt, oder wenn besondere Gründe vorliegen, so hat der Vorstandsrat auf Vorschlag des Vorstandes das Recht der Zuwahl, die der Bestätigung der nächsten Mitgliederversammlung unterliegt.

§ 24.

Der Geschäftsführer der Gesellschaft hat seine Tätigkeit nach den Anweisungen des Vorstandes auszuüben, muß zu allen Sitzungen des Vorstandes und Vorstandsrates zugezogen werden und hat in ihnen beratende Stimme.

§ 25.

Das Geschäftsjahr ist das Kalenderjahr.

V. Mitgliederversammlungen.

§ 26.

Die Mitgliederversammlung ist das oberste Organ der Gesellschaft; ihre Beschlüsse sind für Vorstand und Vorstandsrat bindend.

Zu den ordentlichen Mitgliederversammlungen lädt der Vorstand mindestens drei Wochen vorher schriftlich unter Mitteilung der Tagesordnung ein.

Zu außerordentlichen Mitgliederversammlungen muß der Vorstand zehn Tage vorher schriftlich einladen.

§ 27.

Die ordentliche Mitgliederversammlung soll jährlich abgehalten werden. Auf derselben haben wissenschaftliche Vorträge und Besprechungen stattzufinden. Im besonderen unterliegen ihrer Beschlußfassung:

1. Die Entlastung des Vorstandes und Vorstandsrates (§ 24).
2. Die Wahl des Vorstandes und Vortandsrates.
3. Die Wahl von zwei Rechnungsprüfern für das nächste Jahr.
4. Die Wahl des Ortes und der Zeit für die nächste ordentliche Mitgliederversammlung

---

[1]) Nach Beschluß des Vorstandsrats vom 8. Januar 1921 ist der Austritt von Mitgliedern bis spätestens 30. November des laufenden Jahres anzumelden, andernfalls der Beitrag auch noch für das nächste Jahr zu zahlen ist.

§ 28.

Außerordentliche Mitgliederversammlungen können vom Vorstand unter Bestimmung des Ortes anberaumt werden, wenn es die Lage der Geschäfte erfordert; eine solche Mitgliederversammlung muß innerhalb vier Wochen stattfinden, wenn mindestens 30 stimmberechtigte Mitglieder mit Angabe des Beratungsgegenstandes es schriftlich beantragen.

§ 29.

Anträge von Mitgliedern zur ordentlichen Mitgliederversammlung müssen der Geschäftsstelle mit Begründung 14 Tage, und soweit sie eine Satzungsänderung oder die Auflösung der Gesellschaft betreffen, vier Wochen vor der Versammlung durch eingeschriebenen Brief eingereicht werden.

§ 30.

Die Mitgliederversammlung beschließt, soweit nicht Änderungen der Satzung oder des Zweckes oder die Auflösung der Gesellschaft in Frage kommen, mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden stimmberechtigten Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden; bei Wahlen jedoch das Los.

§ 31.

Eine Abänderung der Satzung oder des Zweckes der Gesellschaft kann nur durch Mehrheitsbeschluß von drei Vierteln der in einer Mitgliederversammlung erschienenen Stimmberechtigten erfolgen.

§ 32.

Wenn nicht mindstens 20 anwesende stimmberechtigte Mitglieder namentliche Abstimmung verlangen, wird in allen Versammlungen durch Erheben der Hand abgestimmt. Wahlen erfolgen durch Stimmzettel oder durch Zuruf. Sie müssen durch Stimmzettel erfolgen, sobald der Wahl durch Zuruf auch nur von einem Mitglied widersprochen wird.

Ergibt sich bei einer Wahl nicht sofort die Mehrheit, so sind bei einem zweiten Wahlgange die beiden Kandidaten zur engeren Wahl zu bringen, für die vorher die meisten Stimmen abgegeben waren. Bei Stimmengleichheit kommen alle, welche die gleiche Stimmenzahl erhalten haben, in die engere Wahl. Wenn auch der zweite Wahlgang Stimmengleichheit ergibt, so entscheidet das Los darüber, wer nochmals in die engere Wahl zu kommen hat.

§ 33.

In allen Versammlungen führt der Geschäftsführer eine Niederschrift, die von ihm und dem Leiter der Versammlung unterzeichnet wird.

VI. Auflösung der Gesellschaft.

§ 34.

Die Auflösung der Gesellschaft muß von mindestens einem Drittel der stimmberechtigten Mitglieder beantragt werden.

Sie kann nur in einer Mitgliederversammlung durch eine Dreiviertel-Mehrheit aller stimmberechtigten Mitglieder beschlossen werden. Sind weniger als drei Viertel aller stimmberechtigten Mitglieder anwesend, so muß eine zweite Versammlung zu gleichem Zwecke einberufen werden, bei der eine Mehrheit von drei Vierteln der anwesenden stimmberechtigten Mitglieder über die Auflösung entscheidet.

§ 35.

Bei Auflösung der Gesellschaft ist auch über die Verwendung des Gesellschaftsvermögens zu beschließen; doch darf es nur zur Förderung der Luftfahrt verwendet werden.

III. Kurzer Bericht über den Verlauf der XV. Ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (WGL) vom 16. bis 20. Juni 1926 in Düsseldorf.

Die Leitung der großen Ausstellung für »Gesundheitspflege, Soziale Fürsorge und Leibesübungen (Gesolei) in Düsseldorf« hatte die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt im vorigen Jahre gebeten, eine Luftfahrtausstellung, ähnlich der im Rahmen der deutschen Verkehrsausstellung in München gezeigten, auf der kommenden großen Ausstellung Gesolei in Düsseldorf durchzuführen. Gleichzeitig wurde die Einladung der Stadt Düsseldorf überbracht, die diesjährige Tagung in Düsseldorf abzuhalten. Diesem Wunsche wurde gern entsprochen. Die Tagung fand unter dem Ehrenschutz der Stadt Düsseldorf vom 16. bis 20. Juni 1926 statt.

Die Beteiligung kann als außerordentlich gut bezeichnet werden. Es waren zahlreiche führende Persönlichkeiten der Luftfahrtwissenschaft und -industrie, Vertreter des Reiches, verschiedener Länder, der Stadt Düsseldorf und anderer Städte anwesend. Da jeder in seiner Art größte und große Verdienste in der deutschen Luftfahrt hat, würde es zu weit führen, all die Namen der vielen aufzuführen, die zur Tagung zugegen waren. Es seien hier nur folgende hervorgehoben:

»Der Ehrenvorsitzende — Prinz Heinrich von Preußen, der Vorstand — Geheimer Regierungsrat Dr.-Ing. e. h. Schütte, Oberstleutnant a. D. Wagenführ, Professor Dr. Prandtl und als Geschäftsführer der WGL Hauptmann a. D. Krupp, — eine ganz besondere Freude und Ehre wurde der WGL durch die Teilnahme des Herrn Reichskanzlers a. D. Dr. Luther zuteil; von der Stadt Düsseldorf erschienen Oberbürgermeister Dr. Lehr, Beigeordneter Dr. jur. Thelemann, Beigeordneter Schilling, Stadtbaurat Hogrefe, Regierungspräsident Bergemann und Polizeipräsident Langels, von der Gesolei Geheimrat Schloßmann, Direktor Poensgen, Oberbürgermeister a. D. Geheimrat Dr. Wilms, Direktor Tietmann, Prof. Kreis, Ernst Lueg, Landrat Dr. v. Chamier, Justizrat Liertz, Direktor Probst, Major a. D. Jerrmann und Architekt Wehner, vom Reichsverkehrsministerium Ministerialrat Brandenburg, Professor Dr. Everling, Ministerialamtmann Entz und Herr Dipl.-Ing. Schaedel, vom Reichspostministerium Oberpostrat Gut und Ministerialdirigent Kuesgen, Ministerium des Äußern — Vizekonsul Schulz-Sponholtz, Preußisches Handelsministerium — Regierungsrat Knipfer und Dr. Ewald, Bayrisches Handelsministerium — Ministerialrat Dr. Hellmann, Stadt Berlin — Stadtbaurat Dr. Adler, Reichsamt für Landesaufnahme — Oberregierungsrat v. Goessnitz, Reichspatentamt — Oberregierungsrat Dr. Reiniger, Polizeipräsidium Berlin — Major Hattendorf, Handelskammer Düsseldorf — Syndikus Dr. Wilden, Ungarisches Luftministerium — Ingenieur Barkaß usw.

Die große Zahl der Teilnehmer ist ein Beweis für das große Interesse, das der Luftfahrt entgegengebracht, und für den Eifer, mit dem im Luftfahrtwesen gearbeitet wird.

Die Tagung stand unter dem Zeichen erfreulicher Fortschritte, die trotz der kürzlich aufgehobenen Begriffsbestimmungen und schwerer wirtschaftlicher Hemmungen gemacht worden sind. Sie zeichnete sich durch eine Reihe gediegener, meist vorzüglich gesprochener, sorgfältig aufeinander abgestimmter Vorträge für Fachleute und durch verständnisvolle Anpassung an die Lage der deutschen Luftfahrt aus.

Die glatte Durchführung der Tagung verbürgte die Zusammenarbeit der Berliner Geschäftsstelle mit den maßgebenden Persönlichkeiten aus Düsseldorf. Den Vorsitz während der Tagung führte der Ehrenvorsitzende der Gesellschaft, Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen. Die Leitung der Tagung selbst lag in Händen des ersten Vorsitzenden, Herrn Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte, des stellvertretenden Vorsitzenden, Herrn Oberstleutnant a. D. Wagenführ, des dritten Vorsitzenden, Herrn Prof. Dr.-Ing. e. h. Prandtl und des Geschäftsführers, Herrn Hauptmann a. D. Krupp.

Die Tagung begann mit einer Sitzung des Vorstandsrates am 16. Juni 1926 vormittags 10 Uhr im Parkhotel. Bei dem anschließenden Frühstück begrüßte der Oberbürgermeister von Düsseldorf, Herr Dr. Lehr, die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. Seine Königliche Hoheit dankte für den herzlichen Empfang und für die freundliche Aufnahme.

Am Abend desselben Tages fand im Kleinen Saal des Ausstellungs-Hauptrestaurants die Begrüßung durch die Stadt Düsseldorf statt. Zahlreiche hervorragende Düsseldorfer Persönlichkeiten hatten sich eingefunden, um die Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt und ihre Gäste willkommen zu heißen. Ein hervorragendes Essen und ein guter Tropfen Wein brachten bald eine frohe Stimmung. Ein Riesen-Feuerwerk, das am Ufer des Rheins abgebrannt wurde, setzte dem Abend die Krone auf.

Der 17. Juni vereinigte die Teilnehmer zu den wissenschaftlichen Vorträgen im Kongreß-Saal II der Ausstellung (Modellbildnerei).

Der Vorsitzende, Herr Geheimrat Schütte, eröffnete die Sitzung mit Worten der Begrüßung und des Dankes an die gastliche Stadt Düsseldorf. Einem alten Brauch gemäß bat er alsdann den Ehrenvorsitzenden, Prinz Heinrich von Preußen, den Vorsitz zu übernehmen. Zunächst übermittelte Herr Ministerialrat Kuesgen die Grüße des Herrn Reichspostministers und gab dem Wunsche Ausdruck, daß die Ergebnisse der wissenschaftlichen Behandlung der Luftfahrt bald zu weiteren positiven Fortschritten in der Praxis führen mögen. Alsdann begrüßte im Namen der Stadt Düsseldorf Herr Beigeordneter Thelemann die Mitglieder und Gäste der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. Als erstem Vortragsredner wurde nunmehr Herrn Dr.Ing. E. Rumpler das Wort zu dem Thema »Das Trans-Ozeanflugzeug« erteilt.

Der Vortrag von Dr.-Ing. Rumpler behandelt das Problem des Trans-Ozeanflugzeuges. Rumpler zeigte zunächst, daß der Flug nach Nord-Amerika erheblich größere Schwierigkeiten bietet, als der nach Süd-Amerika, da mangels geeigneter Zwischenlandemöglichkeiten die größte frei zu überfliegende Strecke 3900 Kilometer beträgt gegenüber 2850.

Rumpler behandelte dann die Schwierigkeiten, die sich der Konstruktion größerer Flugzeuge bei der bisher üblichen Bauweise in den Weg stellen und in der Hauptsache darin bestehen, daß der Nutzlastanteil mit steigender Vergrößerung immer geringer wird. Rumpler vertrat den Standpunkt, daß also neue Wege beschritten werden müssen.

Auf Grund des neuen, von Rumpler entwickelten Prinzips ist jedoch in Zukunft die Möglichkeit geschaffen, auch große Flugzeuge mit bisher für unmöglich gehaltenen Dimensionen, für mehrere hundert Personen, zu bauen.

Während bei den bisher bekannten Flugzeugen die Lasten zentral oder annähernd zentral angeordnet sind, wodurch infolge der auf die Flügel wirkenden Biegungskräfte sich die Gewichtsverhältnisse bei steigender Vergrößerung immer ungünstiger gestalten, geht Dr. Rumpler von dem Gedanken aus, daß diese gefährlichen Steigerungen der Biegungskräfte vermieden werden können, wenn man die Vergrößerung in der Weise vornimmt, daß die Lasten nicht mehr zentral angeordnet, sondern dezentralisiert werden. Jeder Teil der Nutzlasten ruht also unmittelbar auf dem zugeordneten nächstliegenden Tragflächenstück. Durch eine solche Art der Vergrößerung wird es möglich, bei stets gleichbleibendem Nutzlastanteil die Erhöhung der Dimensionen beliebig weit zu treiben. Daher bezeichnet Dr. Rumpler seine neue Bauart mit dem Namen „Flugzeuge mit unbegrenzten Spannweiten".

Dieser Leitgedanke wird noch weiter ausgebaut, indem die Dezentralisation nicht nur für die Nutzlasten allein, sondern auch für alle anderen Flugzeugorgane durchgeführt wird. So werden im ganzen 10 Motore vorgesehen, die über das Flugzeug hin verteilt sind; ferner werden 6 anstatt der bisher angewendeten 1 oder 2 Schwimmer usw. vorgesehen.

Diese mehrfache Anordnung sämtlicher Aggregate bringt aber neben der Erhöhung der Wirtschaftlichkeit auch eine beträchtliche Steigerung der Betriebssicherheit, denn Versagen eines Organes kann wohl die Leistung etwas herabsetzen, aber niemals die Flugfähigkeit gänzlich aufheben, wie es bei den Flugzeugen der jetzigen Bauart meistens der Fall ist.

Auf Grund seines neuen Prinzips hat Dr. Rumpler die Konstruktion für ein großes Trans-Ozeanflugzeug über eine Flugstrecke von mehr als 4000 Kilometer, zur Beförderung von 130 Passagieren nebst Gepäck und 25 Mann Besatzung geschaffen. Rumpler gibt an Hand eines Modelles sowie zahlreicher Bilder eine ausführliche Begründung der von ihm angewandten Leitsätze, sowie eine genaue Beschreibung des konstruktiven Aufbaues. Das neue Flugzeug wird eine Maximal-Geschwindigkeit von etwa 270 Kilometer besitzen und in der Lage sein, die Strecke Hamburg—New York mit Zwischenlandungen in Plymouth und auf den Azoren in etwa 36 Stunden zurückzulegen.

Dr. Rumpler hält die Schwierigkeiten, die dem Bau eines derartigen Flugzeuges entgegenstehen, nicht für übermäßig groß; sie seien relativ nicht höher als diejenigen, die er seinerzeit bei der Schaffung seiner Taube zu überwinden hatte, da heute eine ungeheure Menge an wissenschaftlichen Erfahrungen zu Gebote stehe. Dr. Rumpler sprach am Ende seines Vortrages den Wunsch aus, daß es unter weitgehendster Förderung der dazu berufenen Stellen der deutschen Industrie gelingen möge, das erste Trans-Ozeanflugzeug in Deutschland erstehen zu lassen.

An den Vortrag knüpfte sich eine interessante Aussprache, über die ausführlich im Jahrbuch der WGL berichtet wird.

Herr Regierungsrat Dr. Perlewitz von der Hamburger Seewarte ließ sich des längeren aus über das Thema: »Die Winde unten und in der Höhe über dem Nord- und Südatlantischen Ozean nach eigenen Beobachtungen vom meteorologischen und flugwirtschaftlichen Standpunkt.«

Der Redner sagte etwa folgendes:

Einen meteorologisch-klimatischen Bericht über den Atlantischen Ozean in seiner Beziehung zum Luftverkehr kann ich in kurzer Zeit nicht geben, dazu brauche ich ein Semester. Aber doch möchte ich hier von den vielen schönen Beobachtungen der letzten zwei Jahrzehnte die gröbsten Forschungsergebnisse zusammenfassen. Die deutsche Seewarte in Hamburg hat seit 1906, also noch vor der Eroberung der Luft durch Flugzeug und Luftschiff, die hohe Atmosphäre über den Ozeanen für Wissenschaft und Luftfahrt systematisch zu erforschen angefangen, sie hat, begünstigt durch ihre Beziehungen zu der Seefahrt und den Reedereien, Schiffe und Beobachter angewiesen und hinausgesandt, nachdem die ersten Beobachtungen von Hergesell gemacht und günstig verlaufen waren. Vor dem Kriege fanden die systematischen Beobachtungen auf zwei langen Hin- und Herreisen durch den Atlantischen Ozean statt, nach dem Kriege auf mehreren kürzeren nur durch den Nordatlantik und auf zwei Reisen auch durch den Südatlantik. An der einen der letzten nahm ich selbst teil, sie lieferte zum ersten Mal für zwei Jahreszeiten Querschnitte über die Windverhältnisse bis teilweise 22 Kilometer Höhe längs des ganzen Atlantik; die andere Reise ist die noch unterwegs befindliche große »Meteor«-Expedition.

Die Hauptergebnisse sind folgende:

1. Beide Westwindzonen steigen nach dem Äquator zu schräg an, um zehn Breitengrade bis 22 km Höhe,
2. innerhalb des Tropengürtels befindet sich eine hohe, verschiebbare Westwindtrift von 10 Breitegraden bis 5 km herabneigend,
3. Nördliche Winde überwiegen im Nordatlantik und allgemein im Juni, südliche Winde im Südatlantik und allgemein im März,
4. Windstillen befinden sich in 1 bis 4 km Höhe über dem Passat und reichen am Äquator bis zum Boden herab,
5. Stürmische Winde kommen überall und aus allen Richtungen vor,
6. Über dem Passat kommt etwa gleich oft der Hergesellsche Nordwest, der Antipassat aus Südwest oder Ostwind vor,
7. In der Höhe sind die Winde sehr unregelmäßig im Gegensatz zum regelmäßigen Passat unten,
8. Die Höhenwinde der Tropen stehen wahrscheinlich mit den unteren Winden in unseren Breiten im Zusammenhang,
9. Der Luftaustausch in der Atmosphäre ist sehr verwickelt und wie die Meerströmungen im Atlantik unsymmetrisch,
10. Die Umwandlung polarer Luft in äquatorische und umgekehrt geht durch ein System von Zyklonen und Antizyklonen vor sich,
11. Die Ständigkeit des Passats nimmt nach oben ab (Köppen). In der Ausnutzung dieser Tatsache liegt der Vorteil der wirtschaftlichen Vertikalnavigation beim Luftverkehr zwischen Europa und Südamerika.

Zwei Aufgaben werden uns Meteorologen von den Luftverkehrsunternehmungen dauernd gestellt. Erstens soll der laufende Luftverkehr unterstützt werden durch schnellste Wetter-Nachrichtenübermittelung, hauptsächlich von Nebel, Gewitter und Wind, und durch meteorologische Beratung und Vorhersage. Die Innehaltung des Fahrplanes und die Sicherheit des Flugzeuges sind die Gründe.

Die zweite Aufgabe der Meteorologen ist die, im großen Streckenflug, von 1000 km an, die wirtschaftlichsten Fahrwege nach meteorologischen Gesichtspunkten herauszusuchen, die stärksten Schiebewinde oder schwächsten Gegenwinde im voraus zu bestimmen, einmal in horizontaler Ausdehnung nach der Luftdruckverteilung, der Lage des Tiefs und Hochs auf der Wetterkarte, und ander-

seits vertikal nach der Windänderung mit der Höhe und Höhenwetterkarte.

Nur auf diese zweite Hauptaufgabe, die meteorologische Horizontal- und Vertikal-Navigation, und zwar nur im Atlantischen Ozean, will ich hier noch kurz eingehen.

Die Wetternachrichtenübermittelung der deutschen Seewarte ist seit Mai d. J. so weit, daß sie täglich die Wetterkarte vom Atlantik durch drahtlose Bildübertragung so verbreitet, daß jedes Schiff auf dem Ozean oder auch Luftfahrzeug mit einfachem Apparat die Wetterkarte aufnehmen und danach seine meteorologische Horizontal-Navigation vornehmen kann.

Bei den heute üblichen Geschwindigkeiten der Luftfahrzeuge von 150 km und Annahme der mittleren Windstärke von nur 8 Meter per Sekunde dauert ein Flug mit dem Winde nur 2/3 so lange wie bei Gegenwind. Für große Strecken ist die Windausnutzung vielleicht der entscheidendste wirtschaftliche Faktor. Der Wind kommt stets voll in Rechnung, wie beim Seeschiff der Meeresstrom. Ist die Fahrzeit zu lang, so leidet nicht nur die Schnelligkeit des Verkehrs, sondern auch die Nutzlast wird Null.

Im Weltluftverkehr müssen sich die Wege den allgemeinen Windströmungslinien, auf den Ozeanen also etwa den Segelschiffswegen, anschließen, allerdings mit dem Unterschied, daß die Stillengebiete nicht wie vom Segler vermieden werden brauchen, sondern sogar ziemlich günstig sind. Das erste Flugzeug, das von Europa nach Amerika geflogen ist, ist nicht der allgemeinen Strömungsrichtung entgegen nach dem näheren Nordamerika, sondern nach Südamerika geflogen! Nur Luftschiffe sind bisher hin und her gefahren! Wie das Segelschiff am wirtschaftlichsten mit dem Winde fährt, so ist es in erhöhtem Maß mit dem Luftfahrzeug.

In Nordamerika spielt, wie allgemein in den gemäßigten Breiten, die meteorologische Horizontal-Navigation die Hauptrolle, während die Vertikal-Navigation in den Tropen die wichtigere ist, wie z. B. im Verkehr zwischen den nord- und südatlantischen Küsten. Selbstverständlich ist stets beides zu berücksichtigen. Auf die hochinteressanten, aber sehr verwickelten Einzelheiten im Nord- und Südatlantik kann ich an dieser Stelle nicht eingehen; ich hebe nur einige Punkte hervor:

Über dem Nordatlantik ist die allgemeine Luftströmung, also auch der wirtschaftlichste Luftverkehrsweg, im Sinne des Uhrzeigerganges gerichtet. Daneben ist jedoch die jeweilige Lage und die Verschiebung der meteorologischen Aktionszentra: bei den Bermudas, den Azoren, bei Island, im westlichen Mittelmeer usw. zu beachten. Im südlichen Teil ist die Strömung nach Westen. Bei Westindien sind die vorwiegend von Juni bis November auftretenden tropischen Stürme richtig zu umfahren. Weiter im Norden ist die Hauptströmung nach Ost gerichtet, aber unregelmäßig. Nord- und Südstrom wechseln besonders schnell auf der Fahrt nach Westen. Die Einbruchstellen kalter polarer Luftmassen sind für ein Luftschiff von Bedeutung; dem Flugzeug bringt das Überschreiten der Polarfront ebenfalls böiges Wetter. In dem richtigen Umfahren und Ausweichen des Tiefs, der lokalen Böen, Gewitter usw. besteht die Kunst und zugleich Ausnutzung der meteorologischen Horizontal-Navigation.

Im Passatgürtel ist der Wind am Boden besonders stetig und das Wetter heiter. Den tropischen Zyklonen kann der meteorologische Luftfahrer ausweichen, da sie eine Fortpflanzungsgeschwindigkeit von nur 40 bis 80 km in der Stunde haben.

Im äquatorialen Gürtel, dem Hauptherd der Witterung auf der Erde, ist das Wetter auf einem nicht sehr breiten Bande regnerisch und gewitterhaft, nicht neblig, aber diesig. Der Wind wird hier nicht abgelenkt.

Das Wetter im Südatlantik entspricht dem im Nordatlantik, doch ist es in höheren Breiten viel gleichförmiger da hier die ständigsten Winde die Erde umkreisen und die meteorologisch wirtschaftlichste Weltluftlinie geben, die die Südspitzen der drei Kontinente verbinden.

An den Küsten des Atlantik ist der Land- und Seewind, der tägliche und der jahreszeitliche, der Monsun, zu beachten, in Westindien die Zyklonen, an der afrikanischen Küste der mit 2 vH auftretende Harmattan (Ostwind im Winter), an der brasilianischen Küste die zahlreichen Gewitter und an allen Hochküsten die verstärkten Regenfälle bei Seewind.

Das Wetter über Land in Nordamerika entspricht dem europäischen, doch sind alle Gegensätze halbmal größer. Über dem Ozean ist das Flugwetter im allgemeinen günstiger als über Land: Die Temperaturen sind ausgeglichener, die Luft ist stabiler, die Winde sind gleichmäßiger, die Sturmbahnen regelmäßiger, und es gibt keine Gebirge.

Über die Winde in der Höhe, die besonders für den Verkehr zwischen Europa und Südamerika günstig ausnutzbar sind, habe ich das wesentliche schon angegeben.

Luftfahrer und Flugmeteorologen müssen den Luftkörper, dem sie ihr und anderer Leben anvertrauen, gründlich nach Mittel-, häufigsten und extremsten Werten kennen und verstehen, das heißt Diagnose und Prognose stellen können.

Wie für unsere Welt-Handels-Schiffahrt dicke Dampfer- und Segelhandbücher ausgearbeitet worden sind, so wird es unser Ziel sein, Ihnen auch solche Handbücher für Ihre Luftfahrzeuge zu verschaffen.

Nach einer kurzen Pause sprach als zweiter Redner Herr Dr.-Ing. Rohrbach über das Thema »Entwurf und Aufgaben des Leichtbaues«.

Der Vortrag beschäftigt sich in der Hauptsache mit Material- und Herstellungsfragen, soweit eine Aufstellung allgemeiner Grundsätze hierfür bei der noch wenig fortgeschrittenen Entwicklung der Fabrikation möglich ist.

Das wichtigste Problem für den Flugzeugkonstrukteur liegt darin, die beste Lösung in bezug auf Verwendungszweck und Herstellung zu finden.

Während man bezüglich des Verwendungszweckes bereits zu ziemlich einheitlichen Lösungen gelangt ist, ist die Entscheidung der Herstellungsfragen schwerer, weil sie abhängig von technischen, politischen und finanziellen Bedingungen ist.

Die Frage: Holz oder Metall ist heute wohl allgemein zugunsten des Metalls entschieden, das trotz teurerer Herstellung wegen seiner größeren Lebensdauer im Betrieb billiger ist. Bei der Wahl des zu verwendenden Metalls hat Duralumin gegenüber Stahl folgende Vorteile: leichtere und haltbarere Verbindungsmöglichkeit, günstigere Festigkeitswerte, einfachere Formen und kürzere Bearbeitungszeiten. Offene Profile sind dem Verwendungszweck besser angepaßt als hohle, da sie einfacher miteinander zu vernieten und ihre Verbindungsstellen im Gewicht leichter sind; außerdem gewährleistet ihre leichte Nachsehbarkeit besseren Korrosionsschutz, was besonders für den Bau von Wasserflugzeugen von Wichtigkeit ist. Metallhaut ist für Flügel günstiger als Stoffbespannung, die oft erneuerungsbedürftig und daher, trotz billigerer Herstellung, im Betriebe teuerer ist. Bei zerlegbarem Flügel hat die Metallhaut außerdem den Vorteil einfacher Nachsehbarkeit und daher leichter Reparaturmöglichkeit.

Zusammenfassend: große Maschinen baut man am besten aus glatten Duraluminblechen und -bändern als der einfachsten Form dieses Materials, unter Verwendung von offenen Profilen, die eine schiffbauähnliche Konstruktion mit tragender Haut ergeben, wobei alle Flügel- und Leitwerksflächen aus einfachen, leicht nietbaren Teilen zusammengeschraubt sind.

Billige Werkstattarbeit ist nur möglich durch sorgfältige Vorbereitung aller Arbeitsvorgänge. Hierzu gehört zunächst ein gut ausgebautes Zeichnungswesen, das selbst alle kleinsten Einzelteile und Anschlüsse zeichnerisch festlegt. Besondere Abteilungen des Konstruktionsbüros arbeiten das Projekt aus und erledigen die aerodynamischen

und Festigkeitsuntersuchungen. Nach den so vollständigen Zeichnungen und Stücklisten der ersten Maschine einer neuen Type kann also leicht eine Serie von zwanzig Stück gebaut werden. Alle Einzelteile werden in der Kontrolle sorgfältig geprüft, damit eventuelle Fehler vor dem Zusammenbau entdeckt werden.

Die Arbeitsausführung wird abgekürzt durch einfache Vorrichtungen, die durch die einfachen Formen des verwendeten Materials sehr billig sein können. Diese Billigkeit der Vorrichtungen ist wichtig für die Typenentwicklung und Produktionssteigerung bei Serienaufträgen. Durch Einführung von Akkord wurde eine Ersparnis an Arbeitszeit von 30—50 Prozent im eigenen Betriebe erzielt. Ein praktisches Nachkalkulationssystem ermöglicht eine dauernde Kontrolle der aufgewendeten Arbeitszeit und Kosten und weist Wege zur Vereinfachung und Verbilligung. Diese enge Zusammenarbeit von Konstruktionsbüro, Werkstatt und Nachkalkulation ist von größtem Einfluß auf die Herstellungskosten.

An Hand von Bildern werden Arbeitszeitenvergleiche und Kostenvergleiche einzelner Bauteile gegeben.

Dem Vortrag folgte eine längere sehr interessante Aussprache, die in ihren Einzelheiten im Jahrbuch der WGL wiedergegeben wird. Alsdann folgte ein gemeinsames Frühstück im Rheingoldsaal des Rhein-Terrassen-Restaurants der Ausstellung.

Nachmittags wurde die Luftfahrt Ausstellung in Halle 84c besichtigt. Sie hat allgemein größte Anerkennung nicht nur bei den Laien, sondern auch bei den Sachverständigen gefunden. Ihrem Charakter nach paßt sie zwar nicht in die »Gesolei«, (Gesundheitspflege, Soziale Fürsorge und Leibesübungen) hinein. Es wurde jedoch eine Ausnahme gemacht, um den Rheinländern, die noch bis vor kurzem unter der Besatzung zu leiden hatten und vom deutschen Flugwesen wenig zu sehen bekamen, Gelegenheit zu bieten, sich über den Stand und das Fortschreiten auf dem Gebiete der Luftfahrtwissenschaft und -industrie zu unterrichten. Die Luftfahrtausstellung, über die in Nr. 11 und 12 dieser Zeitschrift ausführlich berichtet worden ist, ist ein Prachtstück der Gesamtausstellung. Sie wird dazu beitragen, das Interesse in denen hervorzurufen, die bisher achtlos beiseitestanden, sie wird die Jugend anstacheln, sich mit den Ideen des Luftfahrzeugbaues und verwandter Gebiete eingehender zu befassen und uns tüchtige Ingenieure zuführen. Sie wird dazu beitragen, das Vertrauen der großen Masse zum Luftverkehr zu fördern bzw. zu festigen und wird dem Auslande zeigen, was deutscher Erfindergeist, deutscher Fleiß, deutsche Gründlichkeit trotz Anlegung schwerster Fesseln zu leisten vermögen.

Am Abend desselben Tages vereinigten sich die Mitglieder und Gäste der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit ihren Damen zum Festessen im Rheingold-Saal des Rhein-Terrassen-Restaurants. Die Begrüßungsrede hielt Geheimer Regierungsrat Prof. Dr. Ing. e. h. Schütte.

Hiernach ergriff Herr Ministerialrat Brandenburg das Wort.

Sodann sprach Herr Beigeordneter Dr. Thelemann.

Hiernach erhielt Herr Major a. D. v. Kehler das Wort.

Der zweite Vortragstag begann mit der Geschäftssitzung im Kongreßsaal der Ausstellung.

Im Anschluß an die Geschäftssitzung folgte der letzte der »Großen Vorträge«. Herr Ingenieur Hans Herrmann sprach über das Thema: »Flugbootskörper und Schwimmer«.

Seit 12 bis 14 Jahren werden Seeflugzeuge gebaut. Es wurden in dieser Zeit ungeheure Erfahrungen gesammelt, die in der Literatur zerstreut sind. Der Vortrag ist die erste systematische Übersicht der technischen Zusammenhänge von Seeflugzeugen.

Die Einleitung bringt einen Überblick der Entwicklungs- und Züchtlingsmethoden der verschiedenen Länder und einen Hinweis, daß die Entwicklung in Deutschland in eine feste Hand genommen werden muß.

Der Wasserwiderstand hat Merkmale, die überall in gleicher Form zutage treten. Sein Höchstwert liegt bei rund 40, selten bei 50 vH der Abfluggeschwindigkeit. Bei verschiedenen Belastungen, Abfluggeschwindigkeiten und Bootsformen ändert sich der Wasserwiderstand in wenig übersichtlicher Form. Die beste Darstellung des Wasserwiderstandes stammt von Madelung, bei der der Widerstand als Bruchteil der vom Wasser getragenen Last bei den verschiedenen Geschwindigkeiten des Bootes und Abfluggeschwindigkeiten auf einem Schaubild vereint ist.

Die Ermittlung des Wasserwiderstandes erfolgt durch Modellversuche in der Schiffbau-Versuchsanstalt. In Deutschland wird die hamburgische Schiffbau-Versuchsanstalt (die größte der Welt) bevorzugt. Die Umrechnung erfolgt auf Grund des Fronde'schen Gesetzes unter Berücksichtigung der Reibung.

Der Vorgang des Startes und Landens wird klargestellt und ein einfaches graphisches Rechenverfahren zur Berechnung von Startzeit und -länge angegeben, das mit dem im Eisenbahnbetrieb zur Bestimmung der Anfahrzeiten von Zügen übereinstimmt.

Eine Zusammenstellung von Erfahrungen zeigt, daß Boote ohne Stufe aussichtslos sind, die Stufe nahe dem Schwerpunkt sein soll, Kielung größeren Widerstand und kleineren Landestoß bringt, hohe Landegeschwindigkeit unratsam ist, zu kurzer Bug unnötig Spritzwasser bringt und die Startzeit bei Windstille und Wind mit Wellengang praktisch gleich ist.

Eine Fülle verschiedener Messungen über den Wasserwiderstand bringt praktisch brauchbares Material für den Konstrukteur.

Zweischwimmerflugzeuge sind bis zu 2—3 t Gesamtgewicht Flugbooten dann überlegen, wenn Seefähigkeit verlangt wird. Bei größeren Mustern, insbesondere da, wo man dezentralisiert, ist das Flugboot überlegen. Eine grundsätzliche Überlegenheit verschiedener Flugboots- oder Zweischwimmer-Bauarten gibt es nicht, sondern man erzielt diese nur durch sorgfältige Beachtung aller, auch der kleinsten Belange.

Metallboote sind Holzbooten gegenüber dadurch, daß sie sich nicht mit Wasser vollsaugen, sehr im Vorteil, aber teurer.

Nach einer längeren Aussprache über den sehr interessanten Vortrag begannen die »Kleinen Vorträge«. Als erster sprach Herr Dr. phil. B. Spieweck von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof über »Photogrammetrische Start- und Landungsmessungen«.

Der Vortrag handelt von einer neuen Methode zur Bestimmung der Flugbahn eines Flugzeuges, besonders bei Start und Landung. Das Flugzeug wird dabei direkt von hinten oder vorn in der Ebene der Flugbahn im Geradeausflug photographiert. Die Spannweite im Bild wird dann mit Hilfe eines Komparators gemessen, und aus der tatsächlichen, bekannten Spannweite und der gemessenen sowie aus der Brennweite der benutzten Kammer läßt sich die Entfernung des Flugzeuges vom Standpunkt der Kammer berechnen. Die Höhe ergibt sich aus dem auf dem Bilde gemessenen Abstand des Flugzeuges vom Horizont. Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt führte im Laufe des letzten Halbjahres eine große Anzahl derartiger Messungen durch. Nach den dabei gewonnenen praktischen Erfahrungen wurde eine besondere Filmkammer gebaut, mit der hintereinander 150 Aufnahmen in Abständen bis zu einer Sekunde gemacht werden können. Zur genauen Zeitbestimmung wird eine Stoppuhr mitphotographiert. Diese Kammer wurde zum erstenmal bei dem Süddeutschen Wettbewerb in Mannheim Anfang Juni benutzt. Der Vortragende erklärt dann die

Einzelheiten der Methode an einigen durchgeführten Start-, Landungs- und Geschwindigkeitsmessungen und weist die erreichbare große Genauigkeit nach.

Nach der Aussprache sprach Herr Dr. Ing. F. Seewald von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt über »Theoretische und experimentelle Bestimmungen der Formänderungen von Luftschrauben«.

Die Luftschrauben sind im Betrieb außerordentlich hohen Beanspruchungen ausgesetzt; man ist jedoch bisher nicht in der Lage, die Größe der auftretenden Beanspruchungen mit befriedigender Genauigkeit ermitteln zu können. Die Schwierigkeit dieser Aufgabe rührt daher, daß die Form des Flügels auf die Beanspruchungen, insbesondere auf die Biegungsmomente großen Einfluß hat. Man denke sich den Flügel durch eine Anzahl von Querschnitten in Elemente zerlegt. An jedem Element wirkt dann die Fliehkraft, die im Schwerpunkt angreift und die Luftkraft. Wenn nun die Schwerpunkte der einzelnen Flügelelemente nicht auf einer Geraden in radialer Richtung liegen, so erzeugen die Fliehkräfte Biegungsmomente, die den Flügel in diese Gerade hinein zu biegen suchen. Selbstverständlich ist es gleichgültig, ob die Krümmung oder Neigung der Flügelachse von Hause aus vorhanden ist oder erst auf elastischem Wege durch die Belastung erzeugt wird. Da die Fliehkraft von einer ganz anderen Größenordnung ist als die übrigen Kräfte, so bringen auch schon sehr kleine Abweichungen der Flügelachse von der radial gerichteten Geraden Momente hervor, die berücksichtigt werden müssen. Mithin ist sowohl die Form, die der Flügel von Hause aus besitzt, als auch die Formänderung, die er unter der Belastung erleidet, bei Aufstellung der Gleichgewichtsbedingungen zu berücksichtigen. Der erste Teil der Aufgabe, nämlich die Ermittlung der statischen Größen für die von Hause aus gegebene Form, läßt sich ohne weiteres lösen. Die Änderung dieser statischen Größen infolge der elastischen Formänderungen lassen sich jedoch erst dann ausrechnen, wenn diese Formänderungen, die selbst wieder von den gesuchten statischen Größen abhängen, bekannt sind. Dieser Teil der Aufgabe wurde in ähnlicher Weise gelöst, wie es in einer Untersuchung von Reißner „Über die Festigkeit der Luftschraube" T. B. II 1917, S. 315, geschehen ist. Dort ist der Schraubenflügel jedoch als gerader unverwundener Stab aufgefaßt.

Es wird angenommen, daß die zunächst noch unbekannten elastischen Durchbiegungen sich durch eine Potenzreihe hinreichend genau darstellen lassen, etwa die Durchbiegung in der Flugrichtung in der Form

$$\eta = a_0 + a_1 r + a_2 \cdot r^2 + a_3 r^3 + \dots\dots$$

entsprechend die Durchbiegung senkrecht dazu und die elastische Verdrehung. Mit Hilfe dieser Ausdrücke kann man alle interessierenden Größen, etwa die Biegungsmomente als Funktion der zunächst noch unbekannten Konstanten, ausrechnen. Denkt man sich die so errechneten Biegungsmomente aufgebracht und die zugehörige Durchbiegung ausgerechnet, so muß diese mit der angenommenen, also mit der durch obige Reihe dargestellten, übereinstimmen. Diese Bedingung ergibt die nötigen Gleichungen zur Bestimmung der Konstanten. Wenn die Konstanten bekannt sind, so ist die endgültige Form gegeben und alle statischen Größen lassen sich bestimmen.

In dieser Weise wurde eine Schraube von einer eigenartig geschweiften Form untersucht. Durch Luftschrauben desselben Baumusters wurden vor einiger Zeit mehrere Flugunfälle verursacht, dadurch, daß die Flügel der Schraube im Fluge brachen. Die Untersuchung ergab, daß bei dieser Schraube, deren geschweifte Form wohl deswegen gewählt war, um die entlastende Wirkung der Fliehkraft möglichst auszunutzen, gerade die Fliehkräfte weit größere Biegungsmomente hervorrufen, als die Luftkräfte sie jemals hätten hervorbringen können. Man muß danach bei der Heranziehung der Entlastung durch die Fliehkraft sehr vorsichtig sein. Bei einem von Hause aus geraden Flügel erfolgt die elastische Formänderung dagegen immer so, daß eine Entlastung eintritt.

Um die Rechnung auch experimentell nachzuprüfen, wurde die Formänderung der obenerwähnten Schraube gemessen. Auf dem ganzen Umriß des Flügels wurden Staniolplättchen aufgesetzt, die alle drei Zentimeter unterbrochen wurden, so daß eine Leiter von Funkenstrecken entstand. Hierüber wurde nun ein Strom geschickt und die Funken erst in Ruhlage der Schraube, dann beim Lauf photographiert. Die Formänderungen ließen sich auf diese Weise an jeder beliebigen Stelle des Flügels sehr genau fetsstellen, und standen in befriedigender Übereinstimmung mit dem Ergebnis der Rechnung.

Nach diesem äußerst frisch und flott gehaltenen Vortrag und einer anschließenden Aussprache wurde die Reihe der Kleinen Vorträge von einem gemeinsamen Frühstück im Rheinterrassenrestaurant unterbrochen. Nach dem Frühstück sprach zunächst Herr Prof. v. Kármán über das Thema: »Über experimentelle Aufgaben der modernen Flugzeugstatik«.

Die Flugzeugstatik lehnt sich in ihrer herkömmlichen Form an die Fachwerkstatik an, indem man versucht, Flügel und Rumpfkonstruktion in Fachwerke zu zerlegen und die Kräfteverteilung nach Grundsätzen der Statik gegliederter Fachwerke zu ermitteln. Dieses Verfahren hat für zellenartig gebaute Mehrdecker, für verspannte Eindecker, und für stoffbespannte Gitter-Rumpfkonstruktionen verhältnismäßig gute Ergebnisse geliefert. Es mußte indessen versagen für die Berechnung freitragender Eindecker und beplankter Rümpfe. Die hierdurch auftretenden neuen Aufgaben der Flugzeugstatik, namentlich die Festigkeitslehre des biegungs- und torsionssteifen Flügels, der Einfluß der Beplankung der sogenannten tragenden Haut, können nur durch Heranziehung der Methoden der Elastizitätslehre einer befriedigenden Lösung zugeführt werden. Die Hauptschwierigkeit besteht darin, daß die üblichen Ansätze der technischen Festigkeitslehre auf die in der Flugtechnik benutzten Konstruktionsgebilde nicht unmittelbar angewendet werden können, weil diese zumeist aus sehr dünnen und in sich wenig steifen Bestandteilen zusammengebaut werden. Die Aufgaben sind indessen zu kompliziert, um allein durch die theoretischen Ansätze, wofür z. B. Thalau, Reißner und Biezeno wertvolle Beiträge geliefert haben, beherrscht werden zu können. Der Vortragende berichtet über das Versuchsprogramm und über die zur Durchführung desselben, mit Unterstützung des Reichsverkehrsministeriums und der Notgemeinschaft der Deutschen Wissenschaft im Aerodynamischen Institut der Technischen Hochschule Aachen, geschaffenen Einrichtungen. Die Versuche bezwecken einerseits durch systematische Grundversuche, anderseits durch Untersuchung von Flügeln und Rümpfen in wahrer Größe, der praktischen Berechnung brauchbare Grundlagen zu liefern. Es sei bemerkt, daß eine große Reihe der behandelten Aufgaben nicht nur für die Flugtechnik, sondern im allgemeinen für Fahrzeugbau, Schiffbau usw. von Bedeutung ist.

Alsdann folgte Herr Dipl.-Ing. R. Seifert mit dem Vortrag über »Die gegenseitige Beeinflussung von Tragflügel und Propeller«.

Herr Dipl.-Ing. Scheubel folgte mit dem Vortrage über »Leitwerkflattern und die Mittel zu seiner Verhütung«.

In den letzten Jahren haben sich des öfteren an Flugzeugen Schwingungserscheinungen im Höhen- und Seitenleitwerk gezeigt, für die eine befriedigende Erklärung fehlte. Ähnliche Schwingungen an Tragflächen, die von anderer Seite behandelt wurden, gaben Veranlassung, Schwingungsmöglichkeiten des Leitwerks, besonders des Höhenleitwerks, nachzurechnen. Dabei zeigten sich zwei wesentlich verschiedene Schwingungsformen, deren eine, die in einer Drehungsschwingung des ganzen Flugzeuges mit einem Pendeln des Höhenruders besteht, meist harmlos ist, während die andere, die in einer Biegungs- und

Torsionsschwingung des Rumpfes und der Dämpfungsfläche verbunden mit Auf- und Abpendeln des Ruders, bzw. der Ruderhälften, das „Leitwerkflattern", verschiedentlich zu Unglücken geführt hat. Für dieses Leitwerkflattern werden an einem Beispiel die charakteristischen Merkmale und die Stabilitätsbedingungen abgeleitet und dabei der Begriff einer »kritischen Geschwindigkeit«, d. h. der Geschwindigkeit, bei der Flattern eintreten kann, eingeführt. Des weiteren werden für dasselbe Beispiel die erzwungenen Schwingungen der Dämpfungsfläche und des Ruders für verschiedene Störungsfrequenzen und verschiedene Geschwindigkeiten behandelt.

Zum Schlusse werden einige konstruktive Mittel angegeben, die zur Verhütung des Leitwerkflatterns dienen können. Das Radikalmittel ist die Anbringung von Gegengewichten an den Ruderhälften. Andere Mittel, die fast immer ausreichen werden, sind hohe Torsions- und Biegungssteifigkeit des Rumpfes und Vermeidung des Ausgleichs der Ruderluftkräfte.

Es sprach dann Herr Dr. Ing. Raethjen über »Forschungsergebnisse der Rhön-Rossitten-Gesellschaft 1925«.

Der Vortrag behandelt, nach einer allgemein gehaltenen Einleitung über die Zusammenhänge der beschleunigten Luftströmungen und der beschleunigten Flugzeugbewegungen, die Ergebnisse der meteorologischen Arbeiten, die vom Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft im Jahre 1925 angestellt wurden.

Diese Ergebnisse zerfallen in einen theoretischen und einen experimentellen Teil. Der theoretische Teil besteht im wesentlichen in der Ableitung einer Näherungsdifferentialgleichung für zweidimensionale atmosphärische Hindernisstromfelder. Diese Differentialgleichung, welche unter Vernachlässigung der Reibung aus dem Wirbelbeschleunigungsgesetz von Bjerknes folgt, soll die Wirbel erfassen, welche unter dem Einfluß eines Hindernisses in einer Atmosphäre mit stabilen vertikalen Temperaturgradienten entsteht. Der experimentelle Teil ist eine kinematographische Aufnahme atmosphärischer Stromlinien im Luv der Düne von Rossitten (Kurische Nehrung). Als Resultat zeigt sich, daß das vermessene Stromfeld der Differentialgleichung nicht genügt, daß man also einen erheblichen Einfluß der Reibung annehmen muß.

Der Vortrag schließt mit einem Hinweis auf kinematographische Vermessungen, welche demnächst auf der Wasserkuppe durchgeführt werden sollen.

Als letzte Redner sprachen Dr.-Ing. Weidinger und Dipl.-Ing. Schrenk über »Profilwiderstandsmessungen am fliegenden Flugzeug«, und zwar Weidinger über »Einrichtungen und die ersten Versuche« und Schrenk über »Weitere Versuchsergebnisse«.

Die Arbeit von Betz in ZFM 1925, Heft 3, zeigt einen neuen Weg zur Messung des Profilwiderstandes. An Stelle von Kräften werden Drucke vor und hinter dem Flügel gemessen und aus diesen Druckdifferenzen der Energieverlust der Strömung und damit der Widerstand des betreffenden Profiles ermittelt. Dieses Verfahren macht die Messungen also unabhängig von der Größe des Modells, ja es wird immer genauer und leichter auszuführen sein, je größer die Abmessungen des zu messenden Profils sind. Dies begünstigt die Anwendung des Verfahrens am fliegenden Flugzeug.

Auf Anregung von Herrn Prof. Prandtl entwarf Dipl.-Ing. Weidinger im Herbst 1925 bei der DVL. eine zur Vornahme dieser Messungen geeignete Versuchseinrichtung und führte einige Messungen am Junkersflugzeug Muster A 20 durch.

Dipl.-Ing. Schrenk führte diese Versuche weiter. Die Einrichtung wurde vervollkommnet, das Auswerteverfahren vereinfacht und einige wichtige Ergebnisse an Wellblechflügeln, glatten und rauhen Sperrholzflügeln erzielt.

Das Verfahren eröffnet z. B. die Möglichkeit der einwandfreien Beantwortung der Frage, wie dick und wie geformt das Profil an der Wurzel eines freitragenden Flügels sein darf, um noch ein wirtschaftliches Flugzeug zu ergeben. Eine Frage, welche bei dem mäßigen Kennwerte der Windkanalversuche bisher nicht zuverlässig beantwortet werden konnte.

Dies ist nur eine wichtige Anwendungsmöglichkeit des Verfahrens.

Am Abend desselben und des nächstfolgenden Tages fanden über den Ober-Casseler-Rheinwiesen in Verbindung mit der Gesolei große Kunst- und Schauflüge statt. Am Start waren die bekannten Flugzeugführer Weichel, Raab, v. Hippel, Katzenstein, Oppenhorst und Papius. Es wurden Luftkämpfe, Ballonrammen, Loopings, Rollings, Trudeln, Segeln, Rückenflüge, Ballonabschüsse und Fallschirmabsprünge vorgeführt. Der Ring der Flieger e. V. Ortsgruppe Düsseldorf hatte am 18. 6. 26 abends die Mitglieder der WGL zu einem geselligen Abend eingeladen.

IV. Bericht

über die geschäftliche Sitzung der XV. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung am 18. Juni 1926, vormittags 8^{30} Uhr, im Kongreß-Saal II der Gesolei (Modellbildnerei).

Vorsitz: Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte.

Tagesordnung: a) Bericht des Vorstandes,
b) Entlastung des Vorstandes und Vorstandsrates,
c) Neuwahl der Rechnungsprüfer,
d) Zuwahl in den Vorstandrat,
e) Wahl des Ortes für die OMV 1927,
f) Verschiedenes.

Vorsitzender: Sehr geehrte Herren! Kraft meines Amtes eröffne ich die heutige geschäftliche Sitzung der XV. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung der WGL und heiße Sie herzlich willkommen. Ich stelle fest, daß die Versammlung beschlußfähig ist.

Bericht des Vorstandes.

Vorsitzender: Der diesjährige Bericht ist etwas kürzer, da seit der letzten Hauptversammlung im September erst ein halbes Jahr verflossen ist. — Leider haben wir im letzten Geschäftsjahr wieder den Tod mehrerer tüchtiger und treuer Mitglieder zu beklagen. Es sind dies: Geh. Reg.-Rat Dr. Dr.-Ing. e. h. Klingenberg, Prof. Dr. Knoller, Patentanwalt Fehlert, Dipl.-Ing. Schreiner, Major a. D. Puhaca. — Ich darf die Versammlung bitten, sich zum ehrenden Gedenken unserer Toten von den Sitzen zu erheben. — (Geschieht). Ich danke Ihnen.

Mitgliederstand.

Im vorigen Jahre hatten wir 814 Mitglieder; davon sind 5 verstorben und 50 ausgetreten bzw. aus der Mitgliederliste wegen rückständiger Beiträge gestrichen worden. Dazu sind 69 Neuaufnahmen gekommen, so daß der Bestand z. Zt. 828 Mitglieder beträgt. — Diese Zahl ist ein sehr erfreuliches Zeichen; denn sie bedeutet ein weiteres Anwachsen.

Sitzungen des Vorstandsrates.

Der Vorstandsrat hat am 9. September 1925 und am 16. Juni 1926 getagt. Außerdem sind wir in ständiger Verbindung mit den einzelnen Mitgliedern gewesen. Es haben zahlreiche Besprechungen in der Geschäftsstelle stattgefunden, so daß ein laufender Verkehr herrschte.

Flugtechnische Sprechabende.

Wie Sie wissen, haben wir satzungsgemäß Sprechabende abzuhalten; dies ist geschehen. Es haben seit der Ordentlichen Mitgliederversammlung in München folgende Sprechabende stattgefunden:

27. Oktober 1925: Dr. H. Borck, »Die Schraubenstrahltheorie und ihre praktische Anwendung«.
13. November 1925: Prof. Moede, »Eignungsprüfung von Fahrzeugführern«.
7. Dezember 1925: Ing. Sachse, »Über den amerikanischen Kirsten-Propeller«.
17. Dezember 1925: Prof. Dr. Georgii, »Eine flugwissenschaftliche Forschungsreise nach Westindien«.
8. Januar 1926: Geh. Reg.-Rat Prof. Dr. Schreiber, »Das Neueste von der internationalen Regelung des Luftverkehrs«.
12. Februar 1926: Pickerott, »Die Hochspannungszündung für Verbrennungsmotoren und neue Wege ihrer Entwicklung«.
12. März 1926: Dr.-Ing. Meißner, »Veredelungsvorgänge in vergütbaren Aluminiumlegierungen.«
21. Mai 1926: M. L. Bramson, »Anti-Stall-Gear.«

An sämtliche Vorträge schloß sich eine rege Aussprache.

Arbeit mit anderen Vereinen.

Entsprechend §§ 2 und 3 unserer Satzung haben wir die Arbeit mit verwandten Vereinen rege weiter gepflegt, und zwar mit dem Verein deutscher Ingenieure, dem Deutschen Verband technisch-wissenschaftlicher Vereine, dem Deutschen Luftrat, der Rhön-Rossitten-Gesellschaft, der Arbeitsgemeinschaft für Auslands- und Kolonialtechnik. Bei dem Deutschen Verband bin ich wiederholt gewesen und habe dort, um das vorwegzunehmen, die Absicht kundgegeben, die wir in bezug auf Lilienthal und den Ehrenhain haben. Ich habe auch dort erfreulicherweise Unterstützung zugesichert erhalten.

Zur Tagung des Deutschen Luftfahrt-Verbandes in Hamburg haben wir Herrn Hauptmann a. D. Krupp entsandt.

Rechnungslegung.

Wie alljährlich hat auch im verflossenen Jahre die Prüfung der Bücher stattgefunden. Sie erfolgte durch die Herren Prof. Berson und Justizrat Hahn, ihre Richtigkeit ist festgestellt.

Die Mitgliederbeiträge allein, die leider wiederum nur zu ungefähr ¾ eingegangen sind, haben nicht gereicht, um die sämtlichen Unkosten der WGL zu decken. Dank der Rührigkeit unseres Geschäftsführers und der Unterstützung durch eine Reihe von Wohltätern konnten wir auch in diesem Jahre ein Winterfest veranstalten, das einen Überschuß von rund M. 2500 eingebracht hat. Wir sind den gütigen Spendern zu aufrichtigem Dank verpflichtet. Weiter schulden wir noch Dank dem Vertreter des Reichsverkehrsministeriums, der Luftfahrtabteilung, die es uns auch weiterhin ermöglichte, die ZFM besonders auf dem Gebiete der Luftfahrt-Rundschau weiter auszubauen.

Wenn auch die Bilanz dieses Jahres gegenüber dem vorigen mit einem Vermögen von M. 8 000 statt M. 16 000 abschließt, so erklärt sich das daraus, daß die Wertpapiere um M. 2 000 abgeschrieben werden mußten und außerdem der Spendenposten sich um M. 12 000 verringert hat; dagegen sind die Posten für die Zeitschrift um einiges gestiegen. — Ich bitte Herrn Professor Berson, den Bericht über die Rechnungsprüfung zu erstatten.

Professor Berson: Wir haben, wie der Herr Vorsitzende erwähnt hat, die Bücher und Belege geprüft und alles in Ordnung gefunden. Die Verminderung des Vermögens der WGL hat Herr Geheimrat Schütte schon näher beleuchtet, so daß uns nichts weiter übrig bleibt, als die Ausführungen des Herrn Vorsitzenden zu bestätigen. Der erfreuliche Umstand, den wir bei der Revision der Kassengebarung festgestellt haben, ist, daß — zum Unterschied von anderen ähnlichen Gesellschaften — nur ein

kleinerer Teil des Jahresaufwandes für Gehälter, Bureau usw., kurz die Verwaltung Verwendung findet, der größte dagegen für die eigentlichen wissenschaftlichen Zwecke, wie Zeitschrift, Sonderhefte, Sprechabende usw.

Justizrat Hahn: Ich kann mich den Ausführungen des Herrn Prof. Berson anschließen und beantrage meinerseits, Vorstand und Geschäftsführer zu entlasten.

Vorsitzender: Wünscht jemand zu diesem Bericht bzw. Antrag das Wort? — Das ist nicht der Fall. Ich darf also annehmen, daß Vorstand und Geschäftsführer Entlastung erhalten haben. (Zustimmung). — Ich danke Ihnen, meine Herren!

Neuwahl der Rechnungsprüfer.

Vorsitzender: Anschließend möchte ich den Herrn Rechnungsprüfern den Dank für ihre bisherige Tätigkeit aussprechen. An diesen Dank möchte ich die Bitte schließen, daß sie auch in Zukunft in altbewährter Weise die Prüfung der Bücher vornehmen. — Ein Widerspruch erhebt sich gegen die Wiederwahl der Herren Prof. Berson und Justizrat Hahn nicht. Die Herren sind also zu Rechnungsprüfern wieder gewählt.

Die beiden Herren nehmen ihr Amt an.

Tätigkeit der Kommissionen.

Vorsitzender: Satzungsgemäß haben wir unser Gebiet ziemlich weit gesteckt; das erfordert eine Reihe von Kommissionen, über deren Tätigkeit verschiedene Herren berichten werden. — Ich selbst möchte nur kurz erwähnen, weshalb wir nach Düsseldorf gekommen sind.

1. Vorbereitung zur XV. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung in Düsseldorf 1926.

Vorsitzender: Sie wissen, daß wir im vorigen Jahre eine Ausstellung für »Luftfahrtwissenschaft und Praxis« z. Z. unserer Tagung in München hatten. Die Ausstellung hat sehr viel Beifall gefunden. Nachdem die Gesolei, die »große Ausstellung für Gesundheitspflege, soziale Fürsorge und Leibesübungen«, ins Leben gerufen war, trat die Leitung an unsere Geschäftsstelle heran und bat, ob wir unsere Münchener Ausstellung nicht in gleichem oder noch größerem Ausmaße in Düsseldorf stattfinden lassen könnten. Herr Hauptmann Krupp und ich sind im Dezember nach Düsseldorf gefahren, nachdem vorher der Leiter der Gesolei, Herr Geheimrat Schloßmann, in Berlin war, um mit uns zu verhandeln. Bei der Gelegenheit haben wir die Anregung erhalten, unsere Tagung hier

Bilanz pro Dezember 1925.

Aktiva

	M.	M.
Kassenbestand		6 488,52
Bank-Kto. Deutsche Bank		588,50
» » Emden & Co.		8 957,35
Wertpapiere-Kto.		
RM 660,— Mitteldt. Cred. Bank a/92 vH	607,20	
» 900,— Deutsche Atlantic a/24 vH	216,—	
» 100,— Pomm. Prov. Zucker a/73 vH	73,50	
Devisen:		
7 $ à M. 4,20	29,40	
21 hfl à » 1,69	35,49	
20 Schw. Fr. à » 0,81	16,20	
1 £ à »	20,37	
Österr. K 240/3000 pro 100 Mill. 59,2	146,40	1 144,56
Film-Kto.		222,30
Abzeichen-Kto.		193,70
		17 594,98

Passiva

	M.
R. Oldenbourg-Verlag	5 449,07
Navigierungs-Ausschuß	1 385,14
Konstruktions- »	1 957,40
Vermögen am 31. 12. 1925	8 803,32
	17 594,93

Gewinn- und Verlust-Konto.

Verlust

	M.
Zusch. f. ZFM usw. pro Dez. 24—März 25	4 510,—
Zeitschrift	7 739,54
Jahrbuch	9 293,90
Flugtechn. Sprechabende usw.	1 760,23
Gehalt »	6 755,10
Bureaubedarf »	3 317,64
Porto »	485,72
Miete »	1 647,15
Handlungs-Unkosten »	652,57
Reisespesen »	659,90
Verlust f. Wertpapiere »	1 881,59
Gewinn »	8 803,32
	47 506,75

Gewinn

	M.
Gewinn v. 31. 12. 1924	16 774,14
Mitgliedsbeitrag-Kto.	20 985,85
Spenden »	4 786,50
Zinsen »	690,87
Veranstaltungs- »	3 682,92
Ordentliche Mitglieder-Versammlung Kto.	586,47
	47 506,75

Die Bücher geprüft und an Hand derselben obige Bilanz aufgestellt.

Berlin, den 3. Mai 1926.
gez. Gustav Baer,
Bücher-Revisor.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.

Der Schatzmeister:
gez. Wagenführ.

Der Geschäftsführer:
gez. Krupp.

durchgesehen und mit Stichproben geprüft, keine Beanstandung.

Berlin, den 15. Mai 1926.
gez. Berson,
gez. Hahn, Justizrat.

abzuhalten. Wir haben dem gern entsprochen. trotzdem es uns leider nicht gelang, einen anderen Termin als den jetzigen durchzusetzen. — Die Ausstellung werden Sie ja demnächst in Augenschein nehmen, und ich glaube, Sie werden mit mir die Überzeugung gewinnen, daß sie gegenüber der Münchener noch ganz wesentlich erweitert ist und sich ausgezeichnet ausnimmt. Daß es so gekommen ist, verdanken wir allein unserem Geschäftsführer, Herrn Hauptmann Krupp. Es war nicht ganz einfach, in heutiger Zeit alle die Objekte, namentlich die 9 Flugzeuge, von der Industrie herbeizuschaffen. Ich möchte daher an dieser Stelle Herrn Hauptmann Krupp den Dank der Versammlung aussprechen. — Da die Stadt Düsseldorf uns wiederholt eingeladen hat, so glaube ich, daß wir uns am Rhein ganz wohl befinden werden. Die Stadt Düsseldorf hat in liebenswürdiger Weise das Protektorat über die Tagung übernommen.

2. Kommission für Vorträge.

Vorsitzender: Der Kommission gehören die Herren Prof. Everling, Prof. Hoff, Prof. Prandtl, Prof. Reißner, Dr. Rumpler und unser Geschäftsführer an. — Auch in diesem Jahre sind mehr Anmeldungen für Vorträge eingegangen, als wir annehmen konnten, sodaß einige zurückgestellt werden mußten. Von der Kommission wurde beschlossen, daß nur mehr drei Hauptvorträge gehalten werden sollen, so daß mehr Zeit für die Aussprache gewonnen wird. Aus dem Programm ersehen Sie die Zusammensetzung der diesjährigen Themata.

Der Anregung des Herrn Prof. Prandtl auf der letzten OMV ist entsprochen worden. Es wurden unter seinem Vorsitz am Nachmittag »Kleine Vorträge« gehalten. Da der Nachmittag jedoch nicht ausgereicht hätte, sind die beiden Vorträge von Spieweck und Seewald noch für den Vormittag des 18. Juni bestimmt.

Im allgemeinen soll daran festgehalten werden, daß die »Großen Vorträge« 45 Minuten und die »Kleinen Vorträge« 15 bis 20 Minuten dauern.

Dann möchte ich dringend um etwas bitten. Herr Hauptmann Krupp hat im vorigen Jahre unmittelbar im Anschluß an die Hauptversammlung das Beiheft 13, unser Jahrbuch, bearbeitet Er hat auf verschiedene Vorträge warten müssen, so daß er das Buch erst vor 14 Tagen glücklich herausbringen konnte. Ich bitte die Herren Vortragenden, uns in Zukunft die Arbeit in dieser Hinsicht zu erleichtern.

3. Illustrierte Technische Wörterbücher.

Major a. D. v. Tschudi: Seit der vorjährigen Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ist der deutsche Teil des Bandes »Luftfahrtwesen« der Illustrierten Technischen Wörterbücher fertiggestellt worden. Desgleichen sind die Illustrationen nicht nur vorhanden und klischiert, sondern auch in so viel Abzügen hergestellt, daß die nunmehr im Auslande zu bearbeitenden Teile mit den Illustrationen versehen werden können. — Die fremdsprachliche Bearbeitung ist im Gang, und zwar wird der russische Teil von einem Russen, der Mitglied der WGL und in hohem Maße fachkundig und auch der deutschen englischen und französischen Sprache durchaus mächtig ist, bearbeitet. Diese Arbeit ist so gut wie vollendet und würde in wenigen Tagen zur Überprüfung nach Rußland übersandt werden können, wenn es nicht erforderlich wäre, auch den russischen Teil in ein Schema zu verarbeiten, wie es allgemein für die verschiedenen Sprachen üblich ist. — Der spanische Teil wird zunächst von Herrn Walter Scherz vom Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen, mit Zustimmung von Herrn Dr. Eckener, bearbeitet. Herr Scherz ist der spanischen Sprache und im besonderen der spanischen Luftfahrtausdrücke in hohem Maße mächtig. Er wird bereits in der allernächsten Zeit zu Herrn Oberst Herrera, dem Leiter des spanischen Flugwesens, reisen. Herr Herrera hat sich ganz der Ausführung dieser Arbeiten zur Verfügung gestellt. — Für die italienische Bearbeitung ist die Unterstützung der italienischen Luftfahrtbehörde und anderer maßgeblichen Sachverständigen gewonnen. Herr Schlomann wird die Arbeiten in Rom spätestens Anfang Juli einleiten. — Der Teil »Meteorologie« ist von Herrn Prof. Kaßner bereits in der französischen und englischen Sprache bearbeitet. — Im übrigen beginnt jetzt die englische und französische Bearbeitung. Ich werde von der Tagung der WGL aus unmittelbar nach Paris und London fahren und die betreffenden Formulare zur Ausfüllung mitnehmen. In Paris und London werde ich mit Hilfe der Behörden die betreffenden Mitarbeiter leicht erhalten können, nachdem sich auch Herr Grey, der Herausgeber des »Aeroplane«, für diese Arbeiten bereithält. Es handelt sich im übrigen nicht um eine ehrenamtliche, sondern um eine vergütete Arbeit. — Die Abschrift für Amerika, wo Herr Vanier selbst an einer Sammlung der amerikanischen Ausdrücke für ein von ihm projektiertes ähnliches Wörterbuch arbeitet, wird Anfang Juli nach den Vereinigten Staaten versandt werden. Wenn die Wörterbucharbeiten von Herrn Schlomann auch jetzt noch, trotz der ungünstigen finanziellen Verhältnisse, weitergeführt werden können, so ist dies im wesentlichen der auf Veranlassung des Deutschen Verbandes technisch-wissenschaftlicher Vereine von Reichs- und Staatsbehörden und besonders vom Reichsverkehrsministerium, Luftfahrtabteilung, in ansehnlichem Umfange bewilligten geldlichen Unterstützung zu verdanken.

Die Geschäftsstelle des technischen Luftfahrtwörterbuches ist schon seit Monaten von München nach Berlin verlegt worden, und zwar befindet sie sich in unmittelbarem Anschluß an die Geschäftsräume des Aeroklubs, Herr Schlomann hat sich vielfach in Berlin aufgehalten und beabsichtigt, sein Bureau nach Berlin ins Flugverbandhaus zu verlegen, wo in einem der drei aufzustockenden Wohngeschosse bereits Zimmer vorgesehen sind.

Vorsitzender: Hat jemand noch etwas hinzuzufügen? — Dann danke ich Ihnen, Herr Major, für Ihre Mühwaltung.

Wir kommen zum nächsten Punkt.

4. Kommission für den Segelflug.

Prof. Georgii: Eure Königliche Hoheit! Meine Herren! Mit besonderer Freude benutze ich die Gelegenheit, der WGL über den Segelflug und die Tätigkeit der Rhön-Rosittengesellschaft, die den Segelflug in erster Linie betreibt, heute zu berichten.

Die WGL hat sich von Anfang an, seit 1920, hinter den Segelflug gestellt. Wenn ich heute hier berichten kann, glaube ich, daß dadurch auch die WGL mit dokumentiert, daß sie weiterhin diesem jüngsten Flugsport treu zur Seite stehen will.

Ich bitte Sie, den vertretenen Optimismus nicht allein als persönliche Einstellung zu betrachten und hoffe, die sachliche Berechtigung hierzu Ihnen nachweisen zu können. Wir dürften einig darüber sein, daß die Einschätzung und Notwendigkeit des Segelfluges überhaupt nicht nach den Ergebnissen von Wettbewerben erfolgen kann, die zeitlich beschränkt und in entscheidender Weise von anderen Momenten, dem Wetter, der Organisation und der Qualität der teilnehmenden Flieger und Flugzeuge, abhängen. Wettbewerbe geben wohl einen Maßstab für persönliche Leistungen, aber kein vollwertiges Bild über die möglichen Leistungen überhaupt. So gut wie keinen Einblick gewähren sie in die nachhaltigen Rückwirkungen, wie sie z. B. in unserem Falle vom Segelflug auf das übrige Flugwesen ausgehen. — Unsere Pflicht ist es aber, der schönen persönlichen Leistungen zu gedenken, die unsere Segelflieger seit der letzten Tagung der WGL vollbracht haben. Wir dürfen mit Freude feststellen, daß sämtliche derzeitigen Welthöchstleistungen des Segelfluges von deutschen Fliegern vollbracht sind. Nehring-Darmstadt hält mit 24,4 km die größte Lei-

stung im Streckenflug. Schulz-Ostpreußen behauptet mit 12 Stunden 9 Minuten den Weltrekord im Dauerflug. Weiterhin hat Schulz erst vor wenigen Wochen einen neuen Dauerrekord im Segelflug mit Passagier von 9 Stunden 21 Minuten aufgestellt. Neben diesen Leistungen hat das letzte Jahr aber auch manche Wandlungen im Ausbau der Schulungs- und Forschungszentren des Segelfluges auf der Rhön und in Rossitten gebracht. Wie Ihnen bekannt ist, hat die Rhön-Rossitten-Gesellschaft in erster Linie die Förderung des Segelfluges durch Schulung und wissenschaftliche Forschung zur Aufgabe. Ihr stehen zu diesem Zweck die Segelflugschulen in Rossitten und auf der Wasserkuppe zur Verfügung. Für die wissenschaftliche Forschung ist das Forschungsinstitut auf der Wasserkuppe gegründet worden. Hinsichtlich der Aufgaben dieser Schulen ist folgende Regelung getroffen worden: Die Schule in Rossitten ist Anfängerschule. In ihr werden junge Leute bis zum Gleitfliegerausweis *B* ausgebildet. Die Schule auf der Wasserkuppe, die frühere Martens-Fliegerschule, soll die hohe Schule für Segelflieger bilden. In ihr finden nur Segelflieger Ausnahme, die mindestens den Gleitfliegerausweis *B* besitzen. Vor allem sollen aber auch in ihr Motorflieger in den Segelflug eingeführt werden. — Die Fliegerschule auf der Wasserkuppe ist dem Forschungsinstitut angeschlossen worden, um hierdurch Wissenschaft und Praxis eng miteinander zu verknüpfen und zugleich zu dokumentieren, daß der Segelflug über seine praktisch-fliegerische Bedeutung hinaus eine Sache der Wissenschaft ist und von ihr in besonderem Maße betraut werden soll. Nicht laute Wettbewerbe werden hierdurch ausschlaggebend für die Weiterentwicklung des Segelfluges, sondern ruhige, sachliche Arbeit. Auf besonderen Wunsch des Reichsverkehrsministeriums, Luftfahrtabteilung, ist das Forschungsinstitut am 1. Mai einem Direktor unterstellt worden und hat hierdurch gleichzeitig Verbindung mit der Technischen Hochschule Darmstadt erhalten. Außerdem steht dem Forschungsinstitut ein wissenschaftlicher Ausschuß zur Seite. Ich möchte nicht verfehlen, es mit besonderer Freude und Dank zu begrüßen, daß hierdurch das Forschungsinstitut enge Verbindung mit dem Aerodynamischen Institut in Göttingen und der Deutschen Versuchsanstalt in Adlershof erhalten hat. Das Forschungsinstitut setzt sich zusammen aus einer meteorologischen, aerodynamischen und flugtechnischen Abteilung. Über die aerodynamische Abteilung Näheres zu sagen, erübrigt sich, da über die bisherigen Ergebnisse in der Reihe der Vorträge dieser Tagung berichtet wird. Die flugtechnische Abteilung arbeitet Flugmodelle aus, die im Technischen Wettbewerb auf der Rhön im August d. J. Verwendung finden. Zurzeit hat sie außerdem gerade eine Arbeit vollendet, die für die sportliche Förderung des Segelfluges von großer Bedeutung ist. Sie hat 2 Segelflugzeuge herausgebracht, ein Schulflugzeug und ein Segelflugzeug, die als Normaltypen anzusehen sind und deren vollständige Konstruktionszeichnungen mit Bauanweisung auf Wunsch jedermann gegen den geringen Selbstkostenpreis zugestellt werden. Diese Arbeit schätze ich überaus hoch ein. Sie erfüllt einen jahrelangen Wunsch und erspart endlich wilde, planlose Bautätigkeit Jeder kann heute mit geringen Mitteln sich ein brauchbares Segelflugzeug bauen. An Stelle der Worte können die Vereine jetzt Taten vollbringen, wenn sie ernstlich gewillt sind, Flugsport zu pflegen. Das weitere wissenschaftliche Programm des Forschungsinstitutes sehe ich in der weiteren Erkundung der Segelflugmöglichkeiten. Hier halte ich es für die wichtigste Aufgabe, unverzüglich an die Erforschung der Möglichkeit in größerer Höhe, auch über der Ebene, zu segeln, heranzugehen. Ich denke an Höhen von 1500 bis 2000 m. Es wird kein dynamischer Segelflug werden, auch kein Segeln im reinen thermischen Aufwind, sondern es wird ein Segelflug sein im aufsteigenden Zweig größerer Turbulenzwirbel, die durch die Reibung der Luftströmung an der Erdoberfläche entstehen und in den genannten Höhen derartig geordnet und ein solches Ausmaß haben, daß sie einen längeren Segelflug ermöglichen. Das Leichtflugzeug muß für diese Forschung herangezogen werden. Erfahrungen, die in Darmstadt bisher gemacht worden sind. versprechen Erfolg. Der Segelflug und im besonderen Maße diese zuletzt erwähnten Versuche vermitteln uns weitgehende Kenntnisse von der »Brandungszone der Atmosphäre«, den Schichten der Luftströmung, die noch von der Erdoberfläche unmittelbar beeinflußt sind und deren Studium bisher noch durchaus vernachlässigt ist, obwohl gerade diese Zone für den Luftverkehr die größte Bedeutung hat. Für das Forschungsinstitut der Rh.-R.-G. habe ich die Erforschung dieser Brandungszone der Atmosphäre als Hauptaufgabe aufgestellt. Wir müssen wissen, wie die Strömung der Luft gestört wird durch die verschiedene Oberflächengestaltung der Erde, über und hinter Wäldern, über Flüssen und Seen, an der Küste und vor allem über und hinter Gebirgen. Wir müssen auch wissen, wie die Luftströmung über Flugplätzen durch die nächste Umgebung gestört wird. Denn alle diese Störungen der Luftströmung, die in mehr oder weniger starken Luftwirbeln sich äußern, bilden nicht zu verachtende Gefahrsmomente für den Luftverkehr. Beispiele können genug aufgeführt werden, noch aus jüngster Vergangenheit. Wir Deutsche hören bisweilen gern aufmerksamer auf Ansichten des Auslandes. Ich will Ihnen nur eine anführen, und zwar vom Kommandant Dagnaux, der wörtlich berichtet, daß er auf einem Flug in Lee eines Gebirges trotz der 300 PS seines Breguet 14-Renault das ohnmächtige Spiel der Luftwirbel geworden ist, üble Höhenverluste von mehreren hundert Metern erlitt und nur mit Mühe der Absturzgefahr entging. Er schließt: Das Studium des Segelfluges ist das glücklichste; denn es vermittelt die Kenntnis vom Einfluß des Bodenreliefs auf die bewegte Atmosphäre.« — Ich sehe deshalb heute in der wissenschaftlichen Segelflugforschung unmittelbare Arbeit für den Luftverkehr. Ich gehe so weit, gerade mit Rücksicht darauf, daß der Verkehrsflieger im Vertrauen auf die Kraft seines Motors die Gefahren der Brandungszone der Atmosphäre leicht vernachlässigt, es für notwendig zu halten, daß jeder Verkehrsflieger, genau wie jeder Kapitän eines großen Dampfers, Fahrten auf Segelschiffen gemacht haben muß, auch Flüge auf einem Segelflugzeug ausgeführt haben soll, damit er durch den Segelflug die Eigentümlichkeiten der Luftströmung besser kennen und beurteilen lernt. — Unter diesen Gesichtspunkten ist der Segelflug keine tote Sache, sondern seine eigentlichen Aufgaben fangen erst an.

Vorsitzender: Wünscht jemand das Wort zu den interessanten Ausführungen des Herrn Prof. Georgii?

Prinz Heinrich von Preußen: Mein verehrter Herr Geheimrat! Meine Herren! Die Worte, die eben von Herrn Prof. Georgii gesprochen worden sind, sind mir, offen gestanden, ein gewisser Trost. — Ganz kürzlich, vor etwa 8 Tagen, war ich auf der Wasserkuppe und habe einen Einblick erlangt in die Personalien, und dieser Einblick war ein nicht ganz günstiger. Die Ursache liegt vielleicht — ich will mal so sagen — auf rein organisatorischem Gebiete. Das möchte ich zunächst annehmen. Ich habe auch das Gefühl gehabt, als wenn auf der Wasserkuppe eine gewisse Stimmung enstanden ist, die ich mit »abflauen« bezeichnen möchte, nicht zum geringsten bin ich dadurch auf diesen Gedankengang verfallen, weil ich mich mit Martens länger unterhalten habe, der leider die Wasserkuppe verläßt. Martens steht auf dem Standpunkt, daß die Unbotmäßigkeit der jungen Flieger an vielem Schuld ist. Es hätte sich dies ausgewirkt darin, daß beispielsweise ein junger Akademiker ihm gesagt hat: »Sie sind 28 Jahre, ich bin 25, Sie haben überhaupt nichts zu sagen«. Darüber sind Uneinigkeiten entstanden usw. usw. Martens verläßt zu meinem großen Leidwesen die Wasserkuppe. Er ist zweifellos einer der Pioniere auf dem Gebiete des Segel-

fluges gewesen, und Stamer übernimmt jetzt die Geschäfte. Martens ist der Ansicht, daß die Herren instinktiv auf das Motorflugzeug hinaus wollen, und daß das Motorflugzeug mit einem Worte dem Segelflug das Wasser abgräbt.

Herr Professor! Ich gebe nur wieder, was ich in mich aufgenommen habe. Ich sehe darin eine Gefahr, und ich möchte doch bitten, daß die WGL die Güte haben wollte, doch den Worten des Herrn Prof. Georgii nicht nur Interesse, sondern auch Nachdruck zu schenken, indem, sei es auf dem Gebiete der Literatur, Forschungen usw., den jungen Akademikern wieder Mut gegeben wird und sie auf die Bedeutung im Sinne des Herrn Prof. Georgii hingewiesen werden, auf die Bedeutung des Segelflugzeuges hingelenkt werden für die künftige Ausbildung auf den Motorflugzeugen.

Ich habe nicht einmal geglaubt, daß Herr Prof. Georgii den motorlosen Flugzeugbau, der ja in der Rhön-Rositten-gesellschaft vertreten ist, so unterstreichen würde, wie er ihn unterstrichen hat. Auffallend ist — das würde ja auch in das Forschungsgebiet hineinfallen —, daß Martens ein großer Anhänger des Schwingen - Flugzeuges geworden ist. Er hat mir Zeichnungen gezeigt und mir von einem Tischlermeister in Hannover erzählt, der ein Schwingenflugzeug in Arbeit hat. Nach seiner Ansicht — er hat mir das mit Zahlen belegt, Vortrieb, Auftrieb usw. — hat dieses Schwingenflugzeug eine ganz außerordentlich große Zukunft, und Martens ist kein Schwärmer. Also ein solches Flugzeug kann auch nur auf dem wissenschaftlichen Wege, dem Wege der Forschung, untersucht werden und zu einem Resultate führen. Im vergangenen Jahre waren kleine Anfänge. Also Sie sehen, auch da ist die Rhön-Rositten-gesellschaft doch wohl ausschlaggebend bzw. die Helferin. Ich würde der WGL, um mich kurz zu fassen, außerordentlich dankbar sein, wenn sie die Mittel und Wege finden sollte, der Rhön-Rossittengesellschaft vor allen Dingen organisatorisch zu helfen. Ich glaube, Herr Professor, darin werden wir beide uns wohl finden. Ich fühle, daß die ganze Sache dort oben ins Schwanken gekommen ist trotz der guten Resultate in der Krim und jetzt wieder in Rositten, und ich möchte dringend bitten, daß das Interesse auch bei den jungen Akademikern möglichst wachgehalten wird: Das ist die Grundlage; wollt ihr später Flieger werden, fangt dort an auf der Rhön. Ich möchte an dieser Stelle betonen, daß ich Herrn Prof. Georgii für seine Ausführungen, die er die Güte hatte darzulegen, ganz außerordentlich dankbar bin.

Prof. Georgii: Ich danke Eurer Königlichen Hoheit ganz besonders, und wir wissen ja, daß Eure Königliche Hoheit uns auf der Rhön oft mit bewährtem Rate zur Seite gestanden haben. Die Verbindung zwischen Segelflug- und Motorflugzeug denke ich mir so, daß erst die Ausbildung im Motorflugzeug erfolgt, etwa bis zum A-Schein, und daß dann die Herren auf Segelflugzeuge kommen. Die Verbindung mit dem Verkehrspiloten denke ich mir so, daß in der Zeit, wo der Luftverkehr ruht, die Gelegenheit benutzt werden möge, die Verkehrspiloten gerade in das Wesen des Segelfluges und das, was ich mit der Brandungszone der Atmosphäre bezeichnet habe, einzuführen. Ich habe eine Analogie: Der Aufenthalt an der Küste weitet immer etwas den Blick, und genau wie heute noch jeder Kapitän eines großen Dampfers seine Fahrt auf einem Segelschiff gemacht haben muß, soll auch ein Verkehrspilot einmal auf einem Segelflugzeug gesessen haben.

Hinsichtlich der Organisation ist ja eine gewisse Besserung schon eingetreten, indem wenigstens das Institut und die Schule in einheitliche Hände gebracht sind. Ich hatte ja schon wiederholt Gelegenheit, mit Herrn Hauptmann Krupp solche Fragen zu besprechen, und ich glaube, daß wir uns bei manchen Fragen verständigen können, denn ich selbst stehe natürlich auf dem Standpunkt, daß Wissenschaft, die überall in der Luft getrieben werden muß, immer in engster Verbindung mit der WGL getrieben werden muß.

Vorsitzender: Eure Königliche Hoheit! Als Fernerstehender, der eigentlich nur beobachtet hat und beobachten kann, glaube ich doch, die Worte Eurer Hoheit unterstreichen zu sollen. Ich habe das Gefühl, wenn ich mich kurz ausdrücken darf: Es fehlt der Zug in der Kolonne, und der muß erst wieder hineingebracht werden. Natürlich ist das für die WGL nicht möglich, weil wir als wissenschaftliche Gesellschaft uns sportlich nicht betätigen wollen. Es würde wohl auch sehr bald zu allerhand Kompetenzfragen kommen, täten wir es. Aber selbstverständlich werden wir das unterstützen und unterstreichen, was Eure Königliche Hoheit gesagt haben, soweit wir dazu imstande sind. Durch eine Aussprache unter vier Augen kann man manchmal mehr erreichen als durch offizielle Verhandlungen. Es wäre ja sehr bedauerlich, wenn die Bestrebungen auf der Rhön und in Rositten, die mit so großer Begeisterung begonnen, die so ausgezeichnete Ergebnisse gehabt haben, — alle Rekorde werden von deutschen Segelfliegern gehalten — nicht weiter kommen sollten. Es ist ein ziemlich schwieriges Menschenmaterial, was da zusammenkommt. Hinzu kommen die geldlichen Schwierigkeiten, von denen Herr Prof. Dr. Hoff ein Liedchen zu singen weiß. Auch wir haben uns schon bemüht, Geld aufzubringen. Ich bin voll und ganz der Ansicht Eurer Königlichen Hoheit, daß es im höchsten Grade bedauerlich wäre, wenn diese Ausbildung zurückginge ähnlich wie es bei der Ausbildung unseres seemännischen Personals in den letzten Jahren geschehen ist.

Dann möchte ich Ihnen, Herr Professor Georgii, namens der WGL bestens danken und Sie bitten, uns auch weiter auf dem laufenden zu halten. Vielleicht erleichtert das die Sache, und wenn es Ihnen recht ist, daß Sie in unseren Vorstandsrat eintreten, würden wir Sie später hineinwählen.

Hptm. a. D. Krupp: Um den Gedanken der Luftfahrt auch in den Schulen zu verbreiten, hat sich die WGL entschlossen, einen Segelflug-Modellwettbewerb mit dem Modell Martens auszuschreiben. Der Wortlaut der Ausschreibung ist:

Modellflug-Wettbewerb für die deutsche Schuljugend.

Preisausschreiben.

Zur Förderung des Verständnisses der Jugend für die Grundbegriffe des Fliegens und zur Hebung des Luftfahrtgedankens wird ein Wettbewerb veranstaltet.

Veranstalter: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.«, Berlin, in Zusammenarbeit mit der »Staatlichen Hauptstelle für den naturwissenschaftlichen Unterricht in Preußen«, Berlin.

Bedingungen:

1. Teilnahmeberechtigt sind alle Schüler und Schülerinnen deutscher Lehranstalten. (Die Austragung ist an keinen bestimmten Ort gebunden.)
2. Die Teilnehmer am Wettbewerb müssen mit dem Rhönflugmodell »Martens« (Spannweite 1m) eine möglichst weite Entfernung zwischen Start- und Landestelle erzielt haben. Als Entfernung gilt die Luftlinie zwischen dem Fußpunkt des Abwerfers (Fußspitze) und der Landestelle des Modells (Mitte Tragfläche), ausgedrückt in Metern und Zentimetern.
3. Zur Vermeidung der Benachteiligung solcher Bewerber, welche in der Ebene wohnen, werden bei der Preiszuteilung zwei Gruppen gebildet, und zwar:

   Gruppe A für Flugleistungen, bei denen zwischen dem Fußpunkt des Abwerfers und der Landestelle des Modells nicht mehr als 30 m Höhenunterschied bestand, und

   Gruppe B für Flugleistungen, bei denen zwischen dem Fußpunkt des Abwerfers und der Landestelle des Modells mehr als 30 m Höhenunterschied waren.

4. Die Anmeldung der Leistung kann nur mit dem vorgedruckten Wettbewerbsschein erfolgen, der jedem Modell beiliegt und dessen Ausfüllung durch die Schulstelle bescheinigt sein muß.
5. Die Prüfung der Einsendungen erfolgt durch ein Preisrichterkollegium, bestehend aus drei Mitgliedern, von denen die »Staatliche Hauptstelle für den naturwissenschaftlichen Unterricht« ein Mitglied und die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« zwei Mitglieder stellen. Die Entscheidungen des Preisgerichts sind endgültig und unanfechtbar.
6. *An Preisen werden ausgesetzt:*

   Auf je 5000 (fünftausend) ordnungsmäßig eingegangene Wettbewerbsscheine Preise im Gesamtwert von 2500 RM (bei weniger als 5000 Meldungen Preise im Werte pro rata der eingegangenen Anzahl), und zwar:

   Zwei erste Preise (je einen für Gruppe A und B):

   Ein Freiflug von Berlin nach München und zurück (oder umgekehrt) oder über eine andere gleichlange Strecke einschließlich der Eisenbahnzu- und -rückfahrt nach Berlin bzw. dem betr. Flughafen und einschließlich Fürsorge, freier Unterkunft und Verpflegung während dieser Tage. Für die Flüge gelten die Bestimmungen der in Frage kommenden Luftverkehrsgesellschaft. Zum Flug ist die Genehmigung der Eltern oder Elternstellvertreter erforderlich. Anderenfalls erfolgt Auszahlung des Flug-Gegenwertes in bar.

   Zwei zweite Preise (je einen für Gruppe A und B) nach Wunsch:

   Ein erstklassiges Fahrrad mit Torpedofreilaufnabe, Rücktrittbremse und komplettem Zubehör, einschließlich elektrischer Lampe, im Werte von 150 RM, oder ein kompletter *Radio-Empfangsapparat* einschließlich Baumaterialien für eine gute Hochantenne (Empfangsmöglichkeit aller europäischen Stationen) im Werte von 150 RM, oder ein *Metallbaukasten mit Elektromotor* bis 250 Volt im Werte von 150 RM.

   Zwei dritte Preise (je einen für Gruppe A und B) nach Wunsch:

   Ein *Fahrrad* mit Freilauf, Rücktrittbremse, einschließlich Zubehör im Werte von 100 RM, oder ein kompletter *Radio-Empfangsapparat* im Werte von 100 RM, oder eine Photo-Kamera 9×12 mit lichtstarker Optik im Werte von 100 RM.

   Zehn weitere Preise (je 5 für Gruppe A und B) nach Bestimmung des Preisgerichts:

   Ein Radio-Bastlerkasten zum Bau eines Empfangsapparates, oder ein Werkzeugkasten für Feinmechanik oder Tischlerei oder Schlosserei, oder Gesammelte Werke unserer Klassiker und beliebtesten Jugendschriftsteller im Werte von 30 RM.

   Zwanzig weitere Preise (je 10 für Gruppe A und B) nach Bestimmung des Preisgerichts:

   Gute Bücher, Fußbälle, Briefmarkenalben, Musikinstrumente, Gesellschaftsspiele, Gartenspiele u. a. im Einzelwerte von 15 RM.

   Achtzig weitere Preise (je 40 für Gruppe A und B) nach Bestimmung des Preisgerichts:

   Gute Bücher, Füllfederhalter, Gesellschaftsspiele u. a. im Einzelwerte von 10 RM.
7. Es ist keine Mindestflugstrecke vorgeschrieben, sondern es erhält derjenige Teilnehmer z. B. der Gruppe A den ersten Preis, der die längste Flugstrecke in dieser Gruppe erzielt hat. Den zweiten Preis in dieser Gruppe erhält derjenige Teilnehmer, der die zweitlängste Strecke erzielt hat und so fort. In Gruppe B wird entsprechend verfahren. Das Preisgericht behält sich vor, Sonderleistungen sowie neue Ideen, durch die eine erhebliche Flugstreckenverlängerung erreicht wurde, besonders zu berücksichtigen. Bei Leistungsgleichheit entscheidet das Los.
8. Jedem Teilnehmer am Wettbewerb steht längere Zeit zum Üben und zur Erzielung wirklicher Höchstleistungen zur Verfügung. Die beste Leistung, die erreicht wurde, ist auf dem Wettbewerbsschein einzutragen und ihre Richtigkeit von der Schule bescheinigen zu lassen. Der Schein muß *rechtzeitig bis zu dem auf ihm verzeichneten Schlußtermin* abgeschickt und bei der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V.«, Berlin W 35, Blumeshof 17, eingetroffen sein. Später eintreffende Scheine können als verfallen erklärt, ungenügend frankierte Sendungen zurückgewiesen werden.
9. Die Ergebnisse einer jeden Wettbewerbserie à 5000 werden verschiedenen Tages- und Schulzeitungen und dem »Zentralblatt für die gesamte Unterrichtsverwaltung in Preußen« zwecks Veröffentlichung übermittelt. Die Benachrichtigung der Preisträger und die Aushändigung der Preise erfolgt durch die Schulen bzw. direkt an die Besteller.
10. Der Wettbewerb ist offen bis Ablauf 1926. Der Veranstalter behält sich etwa notwendig werdende Änderungen und eine Fristverlängerung vor.

5. Bericht über den Navigierungsausschuß.

Prof. *Berson*: Seit der Septembertagung mußte die Arbeit des Navigierungsausschusses sich naturgemäß fast völlig auf die Fertigstellung der Referate über die einzelnen in Betracht kommenden Gebiete konzentrieren. Es wurde deswegen außer einigen privaten Besprechungen nur eine Hauptsitzung des Ausschusses im Anfang des Februar abgehalten, in welcher in erster Linie die endgültigen und unverrückbaren Termine für die Ablieferung der Arbeiten festgesetzt wurden. — Von diesen Arbeiten wurde diejenige über *»Das Signalwesen auf dem Boden und im Flugzeuge«* durch Herrn *Kapitän Boykow* bereits im vorigen Jahre abgeliefert und ist längst in Fahnen gedruckt worden. Zwei weitere Aufsätze: ein zweiter des Herrn *Kapitän Boykow* über *»terrestrische Navigation«*, sowie von Herrn *Dr. Koppe* über *»Höhenmessung«* (Navigierung in der Vertikale) sind vor kurzem zur Ablieferung gelangt und befinden sich in der Druckerei. Die gerade noch vor unserer Hauptversammlung fälligen Arbeiten von *Admiralitätsrat Prof. Maurer* über den *»Kompaß«* und Prof. *Everling* über *»Neigungsmesser«* haben sich leider infolge Überlastung der Verfasser mit dienstlichen Arbeiten um ein paar Wochen verzögert. Auf Ansuchen der Druckerei werden praktischerweise die letztgenannten Abhandlungen erst zusammen in Satz und Druck genommen, um auf diese Weise die Drucklegung wirtschaftlicher zu machen. — Der Ausschuß hat die Absicht, diese 4 Arbeiten zusammen mit der bereits gedruckten erstgenannten Boykow'schen Arbeit über Signale, da sie nicht so umfassend sind wie das bereits erschienene Tabellenwerk von Prof. *Wedemeyer*, in einem Bande erscheinen zu lassen. — Aus dem aufgestellten Arbeitsplan bleiben dann noch zu erledigen: die Aufsätze über *»astronomische Ortsbestimmung«* und über *»das Kartenmaterial«*. Von diesen beiden Arbeiten, welche nach erfolgtem Zurücktreten anderer Herren Prof. *Wedemeyer* freundlicherweise übernommen hatte, wird jedoch nach neuester Disposition diejenige über *Kartenmaterial* in erster Linie von Herrn *Kapitän Ritscher*, Leiter der Navigierung bei der Deutschen Luft-Hansa, einem wohlbekannten Fachmann, bearbeitet werden und steht im Einverständnis mit Herrn Prof. *Wedemeyer*.

Außerdem hätte ich noch zu berichten, daß erfreulicherweise der Navigierungsausschuß gerade in den letzten

Wochen von zwei Seiten Anfragen und Vorschläge bekommen hat, von Herrn Kapitänleutnant a. D. Scharlau, Leiter der Navigierung bei der Verkehrsfliegerschule in Staaken und von Herrn Kapitän Ritscher, also vertreten von zwei unserer wichtigsten Organisationen. Die Herren möchten mit uns zusammentreten, um sich über die laufenden Punkte der ganzen Navigierungsfragen zusammen zu unterhalten und in gleichem Sinne vorzugehen. Wir haben versprochen, daß wir, d. h. die Mitglieder des Navigierungsausschusses nach der Versammlung zusammentreten werden mit den genannten Fachmännern, um zu sehen, wie wir vorgehen müssen, damit nicht doppelte oder gegenteilige Arbeit geleistet wird.

Vorsitzender: Wünscht jemand das Wort? Darf ich Ihnen, Herr Professor, herzlichst danken und auch den Herren, die die Arbeiten für den Navigierungsausschuß übernommen haben. Ich glaube, die WGL darf mit Freuden feststellen, daß gerade auf dem Gebiete der Navigierung aus unseren Reihen heraus sehr viel geschehen ist. Hoffentlich bleibt es dabei.

6. Ausschuß für konstruktive Fragen.

Vorsitzender ist Herr Prof. Reißner.

Hptm. a. D. Krupp: Der Ausschuß hat das Preisausschreiben veröffentlicht und Rückfragen der Bearbeiter in zahlreichen Fällen erledigt. Der Termin des Preisausschreibens ist im Herbst. Erst dann wird der Ausschuß wieder aktiv arbeiten können.

7. Kommission für Luftrecht.

Vorsitzender ist Herr Geh. Rat Schreiber.

Hptm. a. D. Krupp: 1. Der Ausschuß der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftrecht hielt am 6. Oktober 1925 eine Sitzung ab, in der er sich konstituierte und zu dem Vorentwurfe der französischen Regierung betreffend ein internationales Abkommen über die Haftung des Luftfahrtunternehmers Stellung nahm. Die Stellungnahme des Ausschusses, welche sich auf zehn besonders wichtige Punkte bezog, konnte bereits in den innerdeutschen Vorverhandlungen wirksam gemacht werden, wie auch in den Verhandlungen der in Paris vom 27. Oktober bis 6. November 1925 stattgehabten Konferenz, an welcher ich als Sachverständiger in der deutschen Delegation teilgenommen habe. — 2. Der Ausschuß hatte eine weitere Sitzung am 9. Januar 1926. In ihr wurde das Ergebnis der Pariser Konferenz für Luftprivatrecht besprochen, welches der Ausschuß im wesentlichen billigen konnte, und es wurde ferner Stellung genommen zu einem Entwurfe des Reichsverkehrsministeriums betreffend eine Verordnung über den Luftverkehr nebst einer dazu gehörigen Bekanntmachung und 14 Anlagen. Die in dem Ausschuß zu dieser letzten Verordnung geltend gemachten Gesichtspunkte konnten in einem Gutachten Verwendung finden, welche ich an das Reichsverkehrsministerium über die geplante Verordnung und ihre Anlagen zu erstatten hatte. — 3. Gegenwärtig ist der Ausschuß damit beschäftigt, zu der Frage der Einführung einer Hypothek auf Luftfahrzeuge Stellung zu nehmen. Er hat in seiner Sitzung vom 9. Januar zwei seiner Mitglieder beauftragt, diese Stellungnahme eingehend vorzubereiten. Die vorbereitenden Arbeiten sind im Gange.

8. WGL-Ausstellung auf der Gesolei in Düsseldorf.

Vorsitzender: Die WGL hat auf der Gesolei in Halle 84c eine Ausstellung »Luftfahrtwissenschaft und Praxis« eröffnet. Unser Geschäftsführer wird darüber in der ZFM, Heft 11/12, dem Ausstellungs-Sonderheft, das Ende Juni erscheint, eingehend berichten.

Für die sehr umfangreichen Vorbereitungen und Arbeiten schulden wir, wie ich bereits vorhin ausführte, unserem tüchtigen Geschäftsführer und Herrn Dipl.-Ing. Manigold wärmsten Dank und aufrichtige Anerkennung.

Luftfahrt-Ausstellung Berlin.

Hptm. a. D. Krupp: Es haben in den letzten Tagen Besprechungen stattgefunden in Berlin mit der Absicht, eine Luftfahrt-Ausstellung in Berlin zu machen. Dieser Gedanke ist von der Stadt Berlin ausgegangen, und die Sitzung hat unter dem Vorsitz von Herrn Oberbürgermeister Böß stattgefunden, an der Vertreter der zuständigen Reichs- und Staatsbehörden teilnahmen. Außerdem waren vertreten der Aeroklub von Deutschland, der Verband deutscher Luftfahrzeugindustrieller, die WGL, Deutsche Lufthansa, das Messeamt, die Berliner Flughafengesellschaft. Es wurde beschlossen, die Ausstellung auf dem Berliner Messegelände oder auf dem Tempelhofer Felde zu veranstalten. Diese Besprechung ist das Ergebnis von Verhandlungen, die seit Abschluß des Luftfahrtabkommens in Paris eingeleitet worden sind. Man hatte ursprünglich in Aussicht genommen, die Ausstellung im Herbst 1927 zu eröffnen. Seitens der Industrie aber wurde gegen diesen Termin Einspruch erhoben, da bis dahin die wertvollsten Ausstellungsobjekte nicht fertiggestellt sein könnten. Als spätester Ausstellungstermin ist nunmehr das Frühjahr 1928 vorgesehen, gleichzeitig mit einem großen Flugwettbewerb, der in Berlin seinen Anfang und sein Ende hat.

Im Anschluß an diese Vorbesprechung, die im Prinzip eine völlige Einmütigkeit der staatlichen und städtischen Behörden, der Flugzeugindustrie und der technischen Wissenschaft ergab, wird nunmehr in allerkürzester Zeit eine weitere Konferenz stattfinden, in der ein Arbeitsausschuß gewählt und die Frage geklärt werden soll, ob die Beteiligung an der Ausstellung nur der deutschen Industrie offenstehen soll oder ob auch ausländische Firmen zugelassen werden können.

9. Lilienthal-Gedächtnisstätte.

Vorsitzender: Wir haben Ihnen bereits bei der vorigen Mitgliederversammlung einen Überblick über die Errichtung der Lilienthal-Gedächtnisstätte gegeben. Inzwischen sind die Verhandlungen weitergegangen. Wir sind soweit gekommen, daß der Inhaber des Karpfenteiches, eines Restaurants in der Nähe von Lichterfelde-Ost, Herr A. Schultz, sich bereit erklärt hat, einen Teil seines Grundstücks abzugeben. Dort befindet sich der historische Berg, von dem aus Lilienthal 1896 seine ersten Flüge gemacht hat. Wir haben mit den Vertretern der Stadt Berlin verhandelt, und diese sind bereit, zu kaufen. Wir haben vor 14 Tagen die maßgebenden Herren der Berliner Stadtverordnetenversammlung bei mir gehabt. Wir sind soweit gekommen, daß die Sache als ziemlich gesichert gelten kann.

Um nun die Angelegenheit zu erleichtern, soll neben dem Lilienthaldenkmal ein Ehrenhain für unsere gefallenen Flieger errichtet werden, in dem alles gesammelt wird, was noch vorhanden ist. Es hat sich herausgestellt, daß Familiendokumente, wenn sie nicht in einem Archiv verwaltet werden, nur noch bis zur dritten Generation vorhanden sind.

10. Bericht über den „Großen Luftverkehrs-Atlas".

Hptm. a. D. Krupp: Im Dezember 1925 trat der Verlag für Börsen- und Finanzliteratur A.-G. an die WGL mit der Bitte heran, sich für die Herstellung des in Aussicht genommenen »Großen Luftverkehrs-Atlas« mit zu interessieren.

Von der WGL wurde der Kartograph der Landesaufnahme i. R., Herr H. Alberti, der sich besonders auf dem Gebiete der Fliegerkarten bisher betätigte, zur Bearbeitung des Werkes vorgeschlagen.

Im April ds. Js. benachrichtigte die Deutsche Luft-Hansa A.-G. den Verlag, daß sie ebenfalls Interesse an der Herstellung des »Großen Luftverkehrs-Atlas« habe und erbat einen Bericht über die Herstellungsart des Werkes. Nachdem der Bearbeiter des Atlasses, Herr Alberti, diesen Bericht gegeben, wurde mündlich vereinbart, daß die Herausgabe unter Mitwirkung der WGL und der Deutschen Luft-

Hansa A.-G. erfolgen sollte, und zwar dergestalt, daß letztere dem Verlag ihr gesamtes Kartenmaterial zur Verfügung stellt.

Der Inhalt [1]) und die Ausgestaltung des Werkes hat sich im Laufe der Bearbeitung sehr verschoben. Bis zum April 1926, bevor das neue Streckennetz endgültig festgelegt war, konnte die Bearbeitung nur an Hand des vorjährigen Streckennetzes erfolgen; erst vom April ab konnte mit der Herstellung der diesjährigen Streckenkarten begonnen werden.

Von jeder regelmäßig beflogenen Strecke wird eine Streckenkarte im Maßstabe 1 : 1 000 000 hergestellt. Ortschaften, Eisenbahnen werden in Schwarz, Gewässer in Blau hergestellt. Die Flugstrecken, die Flughäfen, Verkehrs- und Notlandeplätze, die Seeleuchtfeuer, Feuerschiffe, Leuchttonnen werden in Rot eingedruckt. Auf den Streckenkarten werden von allen Flugplätzen, die im regelmäßigen Luftverkehre angeflogen werden, besondere Flugplatzskizzen im Maßstabe 1 : 75 000 eingefügt, aus ihnen ist die genaue Lage des Platzes zur nächsten Stadt sowie die Flugplatzgrenzen zu ersehen — soweit Unterlagen vorhanden waren, sind auch die Hallen und andere Gebäude auf dem Flugplatz eingetragen.

Auf den Streckenkarten wird außerdem in Rot eine vergleichende Übersicht über Flugzeit und Entfernung zwischen den Flugplätzen und Fahrtzeit mit Schnellzug bzw. Dampfer gegeben; auch wird die genaue Lage aller Flugplätze zum nächsten Ort besonders aufgeführt, z. B. Notlandeplatz X liegt 3,5 km NNO von Y, Stadtmitte.

Eine Übersichtskarte 1 : 6 000 000 mit Eintragung aller beflogenen Strecken soll das Auffinden der Streckenkarten im Atlas erleichtern.

Außer alphabetisch geordneten Verzeichnissen der Flugstrecken, der Flughäfen, Verkehrslandeplätze und Notlandeplätze — soweit letztere von der Deutschen Luft Hansa erkundet und zur Notlandung brauchbar befunden sind — werden die neuen Beförderungsbedingungen für Personen, Post- und Frachtgüter sowie ein Verzeichnis der internationalen Kennzeichen der Flugzeuge, wie sie von der »CINA« festgelegt sind, Aufnahme finden.

In der Beschreibung der Flugplätze im textlichen Teil sind aufgeführt: Eigentümer und Verwaltung des Platzes, Lage: a) zur nächsten Stadt, b) geographische Lage, c) magn. Mißweisung, d) Höhe des Platzes über NN, Verkehrsverbindungen vom Flugplatz zur Stadt, Zubringerdienst, Unterkunft der Fluggäste, Post und Zollabfertigung, Funkstelle, Flugwetterwarte, Gesundheitsdienst, Fernsprechanschlüsse, Angabe, wo die für den Flugbetrieb maßgeblichen Stellen untergebracht sind, Verbindungen und Entfernungen in km und Wegminuten bei den verschiedenen Verkehrsmitteln (zu Fuß, mit Auto, mit Straßenbahn usw. nach dem Stadtinnern, nächste Straßenbahnhaltestelle mit Angabe der Linien, nächsten Personenfern- und Güterbahnhof. Beschreibung des Weges vom Flugplatz zum nächsten Hauptfernbahnhof.

Den Beschreibungen der Flugplätze geht eine Behandlung der betreffenden Stadt mit Angabe der wichtigsten Einrichtungen und Sehenswürdigkeiten voraus. Von mehreren Luftbild-Gesellschaften sind dem Verlag photographische Abbildungen einer Reihe von Flugplätzen zur Verfügung gestellt, die dem textlichen Teil eingefügt wurden

Das Grundmaterial für die Beschreibung der Flugplätze, für Anfertigung der Lageskizzen usw. ist während der Bearbeitung von den Flugplatzverwaltungen angefordert worden. Da die Angaben der Flugplatzverwaltungen oft sehr ungenau und unzuverlässig sind, wurden die Beschreibungen und Flugplatzskizzen vor Druck mit dem Material der Deutschen Luft Hansa A.-G. verglichen und geprüft; es werden daher nur möglichst genaue Angaben veröffentlicht.

Die Herausgabe des Atlas soll — wie von Anfang an festgesetzt war — im Juli 1926 erfolgen.

Trotz der großen Erweiterung des Inhalts, es werden über 70 Streckenkarten und ca. 100 Flugplatzskizzen erscheinen — wird der Termin wohl eingehalten werden.

Die Schwierigkeiten bei der Herstellung des »Großen Luftverkehrs-Atlas« waren sehr groß. Da bisher in keinem Staate ein ähnliches Werk besteht, das man als Vorlage hinstellen könnte, so gingen fortgesetzt neue Vorschläge von den verschiedenen interessierten Stellen ein, die auch meist berücksichtigt wurden. Einerseits wurde verlangt, daß der Atlas in erster Linie für den Flugzeugführer geschaffen werden soll, anderseits, und dies war von Anfang an die Absicht des herausgebenden Verlages, soll der Atlas als Nachschlagewerk für den Verkehr dienen, ähnlich des »Großen Eisenbahn-Atlas von Europa«, der seit dreißig Jahren im gleichen Verlage erscheint.

Da die Zeit für die Herstellung des »Großen Luftverkehrs-Atlas« äußerst knapp bemessen war und weitere Anregungen sicher nach Erscheinen der 1. Auflage eingehen werden, so besteht die Absicht, das Werk weiter auszubauen und zu ergänzen. Alle Änderungen im Luftverkehr werden sofort neu bearbeitet und für die nächste Auflage vorgemerkt. Auch ist beabsichtigt, das Streckennetz auch auf die ausländischen europäischen Strecken zu erweitern. Die für Juli 1926 in Aussicht genommenen neuen Strecken, z. B. Prag—Konstantinopel, sind bereits im Atlas aufgenommen.

Jedenfalls hat die Voranzeige über das Erscheinen des »Großen Luftverkehrs-Atlas« in allen beteiligten Kreisen großes Interesse erregt, zumal es das erste Werk ist, aus dem nähere Angaben über den gesamten deutschen Luftverkehr zu entnehmen sind.

[1]) Inhaltsverzeichnis des »Großen Luftverkehrs-Atlas«:

1. Kennzeichnung der Luftfahrzeuge.
2. Kartenverzeichnis der Flugstrecken.
3. Verzeichnis der Flughäfen, Verkehrs- und Notlandeplätze.
4. Flugpreise.
5. Beförderungsbedingungen Deutscher Luft-Verkehrs-Gesellschaften:
   a) Personenverkehr (Verhalten im Flugzeuge),
   b) Luftfrachtverkehr.
6. Paßnachschau im Luftverkehr.
7. Beförderung des Gepäcks Luftreisender mit der Eisenbahn.
8. Vorläufige Bestimmungen des Reichsministers der Finanzen über die Zollabfertigung im Luftverkehr.
9. Luftpostgebühren.
10. Bestimmungen des Reichspostministeriums über den Luftpostverkehr.
11. Deutsche Flugplätze und Stadtbeschreibungen.
12. Ausländische Flugplätze.
13. Übersichtskarte von Mitteleuropa. Maßstab 1:6 000 000 mit einer Übersicht der Verkehrslinien.
14. Karten der Flugstrecken im Maßstabe 1:1 000 000 mit Lageplänen der Flughäfen im Maßstabe 1:75 000, sowie mit vergleichenden Übersichten über die Flugdauer und Fahrtdauer mit Schnellzug Nr. 1—73.
15. Wirtschaftsteil.

11. Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen und Ausschuß für Fachsprache.

Hptm. a. D. Krupp: Von den seinerzeit in den AEF von der WGL delegierten Mitgliedern haben ihr Amt niedergelegt die Herren Rohrbach und Pröll. Ihr Amt haben behalten die Herren Everling und Weber. Es wird nun vorgeschlagen, für die beiden ausscheidenden Herren die DVL um Benennung von zwei Vertretern zu bitten.

Prof. Everling: Ich bin seit langen Jahren Vertreter der WGL im Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen zusammen mit Herrn Prof. Weber, Prof. Pröll und Dr. Rohrbach. Die beiden letztgenannten Herren

haben jetzt niedergelegt, so daß wir für den Ausschuß zwei neue Herren als Vertreter wählen müssen.

Über die Tätigkeit des AEF ist zu berichten, daß er nur einmal zusammengetreten ist. Der Ausschuß hat dagegen beschlossen, die Bearbeitung der einzelnen Fachsenderfragen den einzelnen Vereinen zu überlassen, so daß die WGL das Gebiet Luftfahrt übernehmen muß. Leider ist bei neuerlichen Verhandlungen über strömungstechnische Fragen die WGL nicht beteiligt worden. Hier wäre der Ausschuß für Fachsprache anzusetzen, der seit vier Jahren besteht, aber mit Rücksicht auf die Arbeiten des Wörterbuch-Ausschusses, die inzwischen dem Abschluß nahe gekommen sind, vereinbarungsgemäß vertagt wurde.

Ich schlage danach vor, als Vertreter der WGL in den AEF Herrn Dr. Madelung (DVL-Adlershof) und Herrn Dr. Betz (Versuchsanstalt Göttingen) zu wählen, die dann in den AEF als ordentliche Mitglieder beitreten würden. Falls die DVL einen weiteresn Vertreter zu haben wünscht, wäre dieser dem AEF als außerordentliches Mitglied vorzuschlagen. Herren, die verhindert sind, können sich durch Mitarbeiter vertreten lassen.

Der Ausschuß für Fachsprache müßte sich ergänzen. Außerdem bitte ich, statt meiner einen anderen Obmann zu wählen, vielleicht Herrn Dr. Madelung.

Vorsitzender: Dann bitte ich um Vorschläge für einen neuen Obmann. — Herr Madelung, nehmen Sie an? (Jawohl!) — Dann wäre die Frage gelöst. An Stelle der aus dem AEF Ausgetretenen wurden gewählt: die Herren Madelung und Betz und ein außerordentlicher Vertreter des DVL. Der Ausschuß für Fachsprache besteht aus den Herren: Bleistein, Blenk, Everling, Madelung, Seewald.

12. Lehrvorträge.

Hptm. a. D. Krupp: Im Rahmen der von der WGL und der Berliner Arbeitsgemeinschaft für motorlosen Flug veranstalteten Vortragsreihe, an der Schüler und angehende Ingenieure in großen Zahl teilnahmen und zu der der Aero-Club von Deutschland in liebenswürdiger Weise seine Räume zur Verfügung gestellt hatte, wurden folgende Vorträge gehalten:

8. 1. 26: Dipl.-Ing. Hübner (DVL), »Aerodynamik des Segelfluges«,
4. 2. 26: Dipl.-Ing. Hübner (DVL), »Aerodynamik des Segelfluges«,
11. 2. 26: Dipl.-Ing.Manigold, »Der Motorflug«,
18. 2. 26: » » »Der Flugmotor«,
25. 2. 26: » » »Das Motorflugzeug«,
4. 3. 26: Dr. Koschmieder (Wetterdienststelle), »Meteorologie«,
11. 3. 26: Petschow »Aus der Praxis der Luftkunde«,
18. 3. 26: Reg.-Ober-Insp. Schnitzler, »Luftverkehr«,
25. 3. 26: Dr. de Laporte, »Luftrecht«.

Zeitschrift und Beihefte.

Hptm. a. D. Krupp: Seit der letzten Ordentlichen Mitgliederversammlung wurde die Zeitschrift in erweitertem Maße fortgeführt und vom Januar ab im DIN-Format gebracht. Ende Juni erscheint das Doppelheft 11/12, das Ausstellungs-Sonderheft, das alles Wissenswerte über unsere Luftfahrtausstellung auf der Gesolei bringt.

Von Heft 11/12 ab soll auch die englische, amerikanische und französische Patentschau in der ZFM veröffentlicht werden.

Von den Berichten und Abhandlungen haben wir Beiheft 13 herausgegeben als Jahrbuch der WGL 1925 über die XIV. Ordentliche Mitgliederversammlung in München. Die Herausgabe dieses Jahrbuches hat sich wieder so verzögert, weil einige der Herren Vortragenden ihr Manuskript nicht rechtzeitig abgeliefert haben.

Errichtung einer Zentral-Luftfahrt-Bücherei.

Hauptmann a. D. Krupp: Da das Flugverbandhaus jetzt aufgestockt wird, kann die WGL im Herbst größere Räume erhalten, da ihre jetzigen viel zu eng geworden sind. Es wird daher der Vorschlag gemacht, eine Zentral-Luftfahrt-Bibliothek einzurichten. In der Bücherei sollen sämtliche wissenschaftlichen und technischen Bücher und die der verwandten Gebiete zusammengestellt werden. Ferner soll ein Leseraum geschaffen werden, in dem die inländischen und ausländischen Zeitschriften der Luftfahrt, die die WGL im Tausch gegen die ZFM erhält (ein Teil ist auch abonniert), zur Benutzung für die Mitglieder und Interessenten ausgelegt werden sollen.

Bildung eines Ausschusses zur Pflege der Luftfahrt in der Schule.

Hauptmann a. D. Krupp: Die WGL hat bereits früher einen Ausschuß zur Pflege der Luftfahrt in der Schule gehabt; seine Tätigkeit hat aber aufgehört, nachdem verschiedene Aufgaben im Zusammenhang mit der Staatlichen Hauptstelle für den naturwissenschaftlichen Unterricht erfüllt worden waren. Da der Leiter dieser Anstalt, Geheimrat Hahn, nicht mehr da ist und sein Nachfolger, Professor Matthée, mit dem auch die WGL die ganze Durchführung des Modellwettbewerbes besprochen hat, die Anregung zur Bildung des Ausschusses gegeben hätte, würde es nötig sein, in Hinsicht auf den großen Gedanken, die Luftfahrt eingehend im Schulunterricht zu verbreiten, einen neuen Ausschuß einzusetzen, der in Zusammenarbeit mit der Staatlichen Hauptstelle diese Angelegenheit fördert. Es werden hierzu nachstehend aufgeführte Herren gewählt: Everling, Matthée, Pröll, Spieweck, Tetens.

Neuwahl in den Vorstandsrat.

Vorsitzender: Satzungsgemäß scheiden aus die Herren: Martens und Caspar. Dr. Stieber hat sein Amt niedergelegt. Es rücken dafür in die freigewordenen Stellen die auf der letzten OMV gewählten Vorstandsmitglieder: Schreiber, Spieweck und Tetens ein. Neu gewählt wurden: Dr. Betz, Prof. Georgii, Dr. Ewald und Dipl.-Ing. Koch.

Wahl des Ortes für die OMV 1927.

Vorsitzender: Ich bitte Sie, wiederum den Vorstand zu ermächtigen, den Ort für die nächste Hauptversammlung zu wählen. Es ist uns in diesen Tagen eine Einladung aus Braunschweig zugegangen; jedoch läßt es sich vorher schwer sagen, ob wir derselben Folge leisten können. Ich darf Sie bitten, auch weiterhin zu billigen, daß der Vorstand die Entscheidung trifft. — Ich stelle fest, daß sich hiergegen kein Widerspruch geltend macht.

Verschiedenes.

Denkmünze der WGL.

Vorsitzender: Wünscht noch jemand das Wort?

Justizrat Hahn: Es ist wiederholt die Anregung gegeben worden, in ähnlicher Weise, wie es bei der Schiffbautechnischen Gesellschaft ist, eine Denkmünze der WGL zu stiften für besondere Leistungen. Herr Geheimrat Schütte wollte ein Kapital, das bis jetzt nicht feststeht, zur Verfügung stellen. Zwar werden wir uns eine goldene Medaille heute nicht mehr leisten können. Das wird auch nicht der Zweck der Übung sein. Es wird eventuell ein anderes Metall genügen, welches vergoldet ist. Es wird sich empfehlen, daß darüber mit Herrn Geheimrat Schütte gesprochen wird. Ich möchte aber vorschlagen, daß wir grundsätzlich mit der Frage befassen, ob wir ähnlich der Schiffbautechnischen Gesellschaft eine Denkmünze prägen lassen. — Ich würde vorschlagen, die WGL beschließt, eine Denkmünze prägen zu lassen und diese nach Maßgabe der zu erfolgenden Bestimmungen an verdiente

Mitglieder zu verleihen. — Wesentlich wäre, daß die Denkmünze nur an solche Mitglieder verliehen wird, die sich künftig durch wissenschaftliche oder praktische Leistungen auf dem Gebiete des Luftfahrtwesens besonders auszeichnen.

Vorsitzender: Es wäre sehr schön, wenn wir, ähnlich wie bei der Schiffbautechnischen Gesellschaft, für wirklich hervorragende Leistungen eine silberne oder goldene Medaille verteilen könnten.

Die WGL hat selbst kein Geld. Im vorigen Jahre ist im ganz engen Kreise diese Frage bereits angeregt worden, und ich war bereit, einige Mittel zur Verfügung zu stellen. Es soll dem betreffenden Herrn kein Wertobjekt in die Hand gedrückt werden, sondern nur eine Medaille, die besagt, daß er wissenschaftlich hervorragend gearbeitet hat.

Nach längerer Aussprache stellt der Vorsitzende fest, daß die WGL demgemäß in der diesjährigen Hauptversammlung beschlossen hat, Denkmünzen prägen zu lassen und sie nach Maßgabe der hierüber erlassenen Bestimmungen an verdiente Mitglieder zu verleihen. Über die Verleihung wird eine Urkunde ausgestellt, welche von dem Ehrenvorsitzenden und dem ersten Vorsitzenden der Gesellschaft unterzeichnet wird. In der Urkunde wird der Grund der Verleihung zum Ausdruck gebracht. Die Namen derer, denen die Denkmünze verliehen worden ist, sollen an hervorragender Stelle in der Mitgliederliste der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in jedem Jahrbuch aufgeführt werden.

Vorsitzender: Meine Herren! Wünscht noch jemand das Wort unter Verschiedenes? —

Das geschieht nicht!

Dann schließe ich hiermit die geschäftliche Sitzung und danke Ihnen für Ihre tatkräftige Unterstützung und Mitwirkung.

Ich hoffe, Sie im nächsten Jahre ebenso wohl und munter wiederzusehen wie heute.

Schluß 9^{15} Uhr.

V. Ansprachen beim Festessen.

Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte: Euere Königliche Hoheit, hochverehrte Festversammlung! Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt hat es angenehm empfunden, an der Großen Ausstellung für Gesundheitspflege, Soziale Fürsorge und Leibesübungen, wenn auch in bescheidenem Ausmaße, durch ihre Abteilung Luftfahrt — Wissenschaft und Praxis, die ihr tüchtiger Geschäftsführer, Herr Krupp, hier eingerichtet hat, teilnehmen zu dürfen und dankt der Stadt Düsseldorf und der Leitung der Gesolei für diese Ehre. Auch haben wir gern der Aufforderung Folge geleistet, unsere diesjährige ordentliche Mitgliederversammlung, die fünfzehnte, in Ihren Mauern und Hallen abzuhalten, wußten wir doch, daß wir hier am herrlichen deutschen Rheinstrom gut aufgehoben sein würden.

Wie in früheren Jahren sind auch in diesem viele Vertreter der hohen und höchsten Staats- und Kommunalbehörden sowie der Presse, Freunde und Anhänger unserer Gesellschaft und der Luftfahrt unserem Rufe gefolgt. Ich möchte Ihnen für Ihr Erscheinen und das damit bewiesene Interesse namens der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt aufrichtig danken und an diesen Dank die Bitte knüpfen, unserer Gesellschaft auch fürderhin Wohlwollen und Interesse zu bewahren.

Meine sehr verehrten Damen und Herren! Es ist noch nicht lange her, daß die herrliche Stätte, an der wir weilen, unter dem Drucke einer uns widerrechtlich aufgezwungenen Zwangsherrschaft zu leiden hatte, und Staunen und Bewunderung werden uns abgenötigt angesichts der Tat, die die Stadt Düsseldorf in ihrer Ausstellung trotz aller Schwierigkeiten vollbracht hat. Es ist eine große soziale und infolgedessen nationale Tat, ja, es ist eine kulturelle, eine Menschheitstat, die auch dem Auslande Achtung und Bewunderung abzwingt. Vor allen Dingen aber beweist sie, daß trotz aller Unterdrückung deutsche Männer am Rhein mit Unterstützung der deutschen Regierung und des deutschen Volkes in schwerster Zeit nicht an Rache und Vergeltung gedacht haben, sondern lediglich an soziale Friedensarbeit.

Wie anders nehmen sich dagegen die Reden eines Poincaré, Millerand oder Foch jenseits der Vogesen aus, die anläßlich der Einweihung eines Kriegerdenkmals oder der Musterung von Kriegsveteranen oder selbst bei Wohltätigkeitsfesten gehalten werden. Es sind kaum 4 Wochen her, als der Marschall Foch im Verlauf einer Wohltätigkeitsveranstaltung in Straßburg ausführte, daß Frankreich nur solange gesichert sei, als Franzosen am Rhein und bei Mainz stünden, damit im Konfliktsfalle der Kampf auf deutschem Boden eingeleitet und das Werk der Vernichtung in das Herz Deutschlands hineingetragen werden könne. Also nur wieder Krieg und abermals Krieg.

Wozu das alles! Sind die Revanchegedanken unseres westlichen Nachbarn immer noch nicht befriedigt?

Deutschland ist das friedliebendste Volk der Welt seit jeher gewesen. Dies historisch zu beweisen, ist nicht meine Aufgabe. Ich möchte jedoch nur an die deutsche Kaiserzeit von 1871 bis 1914 erinnern. Wenn wir wirklich in dieser Zeit je die Absicht gehabt hätten, uns durch Kriege zu bereichern, unsere Nachbarn anzugreifen, so hätten wir mehr als eine günstige Gelegenheit hierzu gehabt. Wir haben es nicht getan, sondern haben unter tüchtiger Führung in ununterbrochener Friedensarbeit Deutschland zu dem gemacht, was es im Juli 1914 war. Man hat uns im Sommer 1914 den furchtbarsten aller Kriege nicht aufgezwungen, weil wir ein Kaiserreich waren, sondern weil Neid, Mißgunst und Eifersucht unserer Nachbarn uns unseren Aufschwung und unsere Machtstellung nicht mehr gönnten.

Doch lassen wir die Vergangenheit und wenden wir uns der Gegenwart und Zukunft zu!

Soll Deutschland in jahrelanger Friedensarbeit je wieder werden, was es war, so ist hierzu in erster Linie innere Einigkeit und Disziplin erforderlich. Es muß damit aufgehört werden, daß z. B. ein tüchtiger Reichskanzler, der mit großem Geschick und in größter Hingabe an sein Vaterland Deutschlands Staatsschiff um manche Klippe gesteuert hat, infolge einer nationalen Tat im Sinne des Auslands auf Betreiben einer kleineren Partei und infolge des Schweigens einer großen, nationalen sein Amt niederlegen muß. Damit entstehen immer wieder neue Krisen.

Nur die Einigkeit im Innern macht stark nach außen!

Wie stark sie macht, zeigt uns Düsseldorf!

Düsseldorf, diese Perle der Städte an unserem herrlichen deutschen Rhein. Sie hat bedeutende Industrien auf fast allen nur denkbaren Gebieten und hat sich beste Verbindungen zu Lande und zu Wasser mit den großen Hafenplätzen der Nord- und Ostsee geschaffen und dadurch mit der ganzen Welt.

Aber nicht nur das! Die Stadt Düsseldorf ist eine Stadt der Wissenschaft und höchsten Kunst geworden, und alles dies, weil in ihren Mauern zielbewußte, fleißige, in ihrem Endziel einige Männer wirken und nicht zuletzt schöne Frauen und Jungfrauen, — Rheinlandstöchter!

Ich bitte die Festversammlung, mit mir ihr Glas zu erheben und mit mir einzustimmen in den Ruf:

Die Stadt Düsseldorf, hurra, hurra, hurra!

Ministerialrat Brandenburg: Eure Königliche Hoheit! Hochzuverehrender Herr Reichskanzler! Meine Damen und Herren! Wiederum wie in den vergangenen Jahren habe ich die Ehre und das Glück, der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt im Namen der Reichsregierung den Willkommensgruß zu entbieten.

Wenn wir den Blick zurückrichten auf die Tagungen der letzten Jahre, so erinnern wir uns des schmerzlichen Druckes der geistigen Knechtschaft, unter dem jene Tagungen gestanden haben: der sog. Begriffsbestimmungen. Dieser Druck ist jetzt von uns genommen, und zum ersten Male versammeln wir uns in dem Bewußtsein, daß die Arbeit der W.G.L. frei ist. Es hat jahrelanger Arbeit bedurft, um den heutigen Zustand herbeizuführen. Der Kampf ist nicht allein von der Regierung geführt worden, alle der Luftfahrt nahestehenden Kreise haben ihn getragen. Ich möchte hier Gelegenheit nehmen, ein Wort des Dankes an alle Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt zu richten, welche ihre internationalen Gelehrtenbeziehungen dazu benutzt haben, um im Auslande klar zu machen, daß es doch nicht sehr angebracht sei, sich mit Fortschritten zu brüsten, während man die geistige Konkurrenz gewaltsam niederhielte.

Als Fachbeamter möchte ich mir aber auch erlauben, hier öffentlich vor den Männern der Luftfahrtwissenschaft und -technik ein ehrerbietiges Wort des Dankes an den hier anwesenden früheren Herrn Reichskanzler Dr. Luther zu richten. Wir wären die Begriffsbestimmungen nicht — wie es jetzt doch im wesentlichen der Fall ist — los geworden, und die Verhandlungen hätten sich außen und innen im

Dickicht verirrt, wenn sich der Herr Reichskanzler nicht persönlich so stark für die Sache eingesetzt hätte, wie es ihm sein warmes Herz für die Entwicklung der deutschen Luftfahrt nahegelegt hat.

Meine Damen und Herren, ich bin heute vormittag zu den Vorträgen zu spät gekommen, weil die Wetterlage in Frankfurt a. M., wo ich mich heute früh noch befand, um 7^{30} Uhr morgens das Fliegen nicht ermöglichte. Als ich nachher bei Nebel, tiefen Wolken, Regen und Böen über den Taunus und den Westerwald hinweg hierher flog, sah ich hin und wieder durch ein kleines Loch in den Wolken den blauen Himmel, der oberhalb des schlechten Wetters offenbar leuchtete, und es drängte sich mir von neuem der Gedanke auf, daß unsere ganze Luftfahrt für den Verkehr doch noch nicht ganz reif ist, daß sie trotz der erstaunlichsten persönlichen Leistungen doch immer bis zu einem gewissen Grade eine Schönwetterfliegerei bleiben wird, solange es uns nicht gelingt, das Gerät zu konstruieren, mit dem man in und über den Wolken fliegen kann, keiner Augenverbindung des Flugzeugführers mit der Erde mehr für die Orientierung bedarf und — am Ziele angekommen — sicher in den Hafen hineingelotst wird. Erst wenn wir dieses Gerät haben, wird die Luftfahrt ganz verkehrsreif sein, ja sie wird dann sicherlich zu einem der bedeutungsvollsten und am tiefsten in die Entwicklung der Kulturen einschneidenden Verkehrsmittel werden, das die Menschheit jemals geschaffen hat. Dann aber wird der Flug auch ein echtes Symbol der deutschen Luftfahrt sein. Durch unsichtbare, aber stark und sicher wirkende Kräfte gezogen und getrieben, von der Erde ungesehen, möge das Flugzeug und die deutsche Luftfahrt den Weg durch Wolken und Wetter, über Gebirge und Meere zum Ziele nehmen und dort ruhig und sicher landen. Das Ziel der deutschen Luftfahrt aber soll nach wie vor heißen: *Die deutsche Geltung zur Luft im friedlichen Wettbewerb mit allen Völkern.*

In diesem Sinne darf ich Sie bitten, das Glas zu erheben: Die deutsche Luftfahrt soll leben hoch! hoch! hoch!

Beigeordneter Dr. Thelemann: Hochverehrte Festversammlung! In Vertretung des dienstlich verhinderten Oberbürgermeisters hiesiger Stadt habe ich die Ehre, Ihnen namens der städtischen Verwaltung und Vertretung herzlichst zu danken, daß Sie Düsseldorf zu ihrem diesjährigen Versammlungsorte gewählt haben. Weiter dankt Ihnen Düsseldorf, daß Sie uns im Rahmen unserer hiesigen Ausstellung in so hervorragender Weise einen Überblick über Ihr Wirken und Schaffen gegeben haben. Die von Ihnen ausgestellte Schau ist ein wesentlicher, hochbedeutender Teil unserer Abteilung für Leibesübungen. Den Dank, den Sie, hochverehrter Herr Präsident, der Stadt Düsseldorf für den Empfang aussprachen, gebe ich Ihnen daher von ganzem Herzen zurück. Wir hoffen, daß Sie in Düsseldorf einige frohe Tage verleben werden. Düsseldorf hat von jeher der Luftfahrt das größte Interesse entgegengebracht. Als seiner Zeit Graf Zeppelin durch Wind und Wetter mit seinem Luftschiff den Rhein herunterflog und auf unserer Golzheimer Heide landete, umgab ihn brausender Jubel. Düsseldorf baute für ihn aus eigenen Mitteln große Luftschiffhallen und förderte auch sonst nach besten Kräften den Bau und Verkehr der großen Luftschiffe. Unvergeßlich ist mir persönlich weiter der Tag, an dem unser Oberbürgermeister und ich dank der liebenswürdigen Einladung unseres hochverehrten Herrn Professors Junkers vom Flugplatz Dorsten aus — Düsseldorf und seine weitere Umgebung waren ja damals noch besetzt — mit unseren Frauen nach Dessau fliegen und dort die großartigen Flugzeugbauwerke schauen durften. In Düsseldorf landen ja jetzt allerdings auch regelmäßig Flugzeuge; aber was Sie, sehr verehrter Herr Präsident, vorhin sagten, ist für Düsseldorf doch noch nicht ganz erfüllt, denn nach den neuesten Abmachungen mit unseren früheren Gegnern wird ja Düsseldorf noch nicht ein offizieller Flughafen, sondern bleibt vorläufig nur ein Notlandeplatz. Wir müssen also immer noch danach streben, daß alle unsere Luftfahrtgesetzschranken fallen. Düsseldorf muß in jeder Beziehung vollberechtigter, unbeschränkter Flughafen werden.

Sehr geehrte Damen und Herren! Wir hoffen, daß Sie später mit Freuden an unser Zusammensein hier in Düsseldorf zurückdenken werden, und wir wünschen Ihnen den besten Erfolg Ihrer hiesigen Beratungen. Gestatten Sie mir, Sie zu bitten, auf das Wohl und Gedeihen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ein dreifaches Hoch auszubringen.

Major v. Kehler, Präsident des „Aeroclub von Deutschland“: Euere Königliche Hoheit, meine sehr verehrten Damen und Herren! Im Namen des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller und des Aero-Clubs von Deutschland habe ich herzlichen Dank zu sagen dafür, daß wir an dieser Tagung teilnehmen dürfen, und beste Grüße zu übermitteln. Wir sind voller ehrlicher, dankbarer Anerkennung für unsere Berliner Hausgenossin, die W.G.L., die durch ihr Wirken und insbesondere durch ihre Veranstaltungen, bald in diesem, bald in jenem schönen Orte des deutschen Vaterlandes, nicht nur die wissenschaftlichen, sondern die sämtlichen Interessen der Deutschen Luftfahrt erfolgreich fördert.

Heute nun tagen wir hier in Düsseldorf, wir atmen rheinische Luft und rheinisches Leben und lassen die edlen einfachen Linien der Architektur in der hiesigen Ausstellung auf uns wirken. Das erhebt und beglückt, und dem Danke für die rheinische Gastfreundschaft ist in warmen Worten schon mehrfach Ausdruck gegeben worden. Ich glaube aber in Ihrer aller Sinne zu sprechen, wenn ich mich jetzt mit unserem Dank an eine Persönlichkeit richte, die alle Vorbereitungen zu dieser Tagung der W.G.L. hier getroffen hat, auf der alle Verantwortung ruht und die es, wie schon so oft, auch diesmal wieder verstanden hat, die Wünsche jedes einzelnen zu befriedigen. Sie wissen alle, wen ich meine. *Herr Hauptmann Krupp*, er lebe hoch, hoch, hoch!

VORTRÄGE DER XV. ORDENTLICHEN MITGLIEDER-VERSAMMLUNG

I. Das Trans-Ozeanflugzeug.

Vorgetragen von E. Rumpler, Berlin.

Das Thema, dessen Besprechung mir anvertraut wurde, ist von so gewaltigem Umfange, daß ich mich naturgemäß darauf beschränken muß, nur einige wenige Punkte zur Sprache zu bringen. Und selbst diese kann ich durchaus nicht erschöpfend behandeln. Ich darf mich aber der Hoffnung hingeben, daß das hier Vorgebrachte Veranlassung zu weiteren Arbeiten und Erörterungen geben wird, so daß der Zweck, die Klärung der Frage des Trans-Ozeanflugzeuges, gefördert wird.

Jch beginne mit der Bestimmung des Flugweges. Die durch ihn festgelegten Entfernungen ergeben unter Berücksichtigung des Gegenwindes die Flugdauer und die mitzunehmende Benzinmenge.

Ich werde im Laufe meiner Darlegungen noch wiederholt Gelegenheit haben, von der überragenden Bedeutung der Brennstoffmenge zu sprechen.

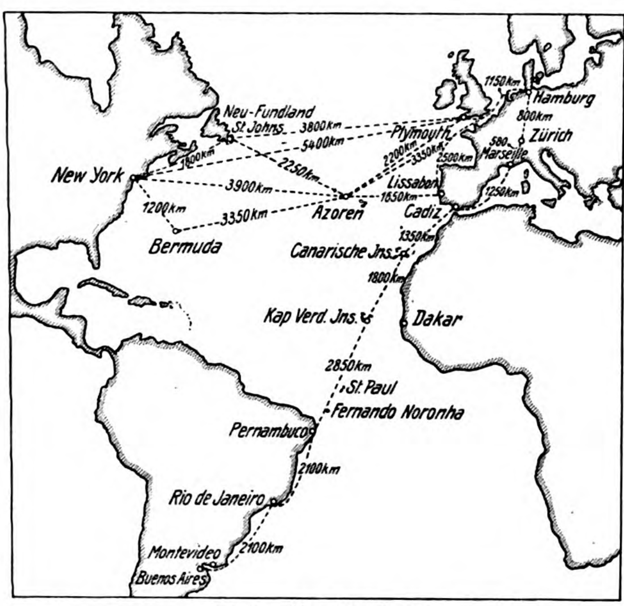


Abb. 1. Übersichtskarte.

Ich gestatte mir, als erstes Lichtbild eine Übersichtskarte (Abb. 1) des Atlantischen Ozeans zu zeigen, da die hier eingezeichneten Reisewege uns heute am meisten interessieren. Zwei Gruppen von Fluglinien sollen besonders hervorgehoben werden. Die erste ist Hamburg—New York, die andere Hamburg—Pernambuco—Montevideo—Buenos Aires.

Grundlegend für die Konstruktion des Flugzeuges ist der längste, nicht durch Brennstoffaufnahme unterbrochene Flug.

Namentlich die Fluglinie Hamburg—New York bietet verschiedene Möglichkeiten. Ich nehme an, daß eine Zwischenlandung in Süd-England, im Hafen von Plymouth, aus wirtschaftlichen Gründen notwendig ist, um die Franzosen und Engländer dort aufzunehmen. Die Strecke Hamburg—Plymouth, die nur eine Länge von 1150 km hat, ist so kurz, daß sie tatsächlich keine Schwierigkeiten bietet. Von Plymouth aus gehen drei lange Fluglinien, von denen

eine, die nördlichste, die Zwischenlandung St. Johns,
die südlichste, die Zwischenlandung Azoren vorsieht und nur
die mittlere direkt nach New York führt.

Bei der nördlichen Linie beträgt die längste zu überwindende, ununterbrochene Flugstrecke 3800, bei der südlichen 3900 und bei der mittleren Strecke 5400 km.

Wie spätere Darlegungen zeigen werden, ist der ununterbrochene Flug von 5400 km wegen der mitzunehmenden riesigen Brennstoffmengen so unwirtschaftlich, daß ich bei meinen weiteren Erwägungen von dieser Flugstrecke absehen werde. Es empfiehlt sich vielmehr, den ersten Flug mit der Zwischenlandung St. Johns oder den zweiten mit der Zwischenlandung Azoren zu wählen, so daß für die ganzen folgenden Betrachtungen als maximale ununterbrochene Flugstrecke etwa 3900 km in Frage kommen.

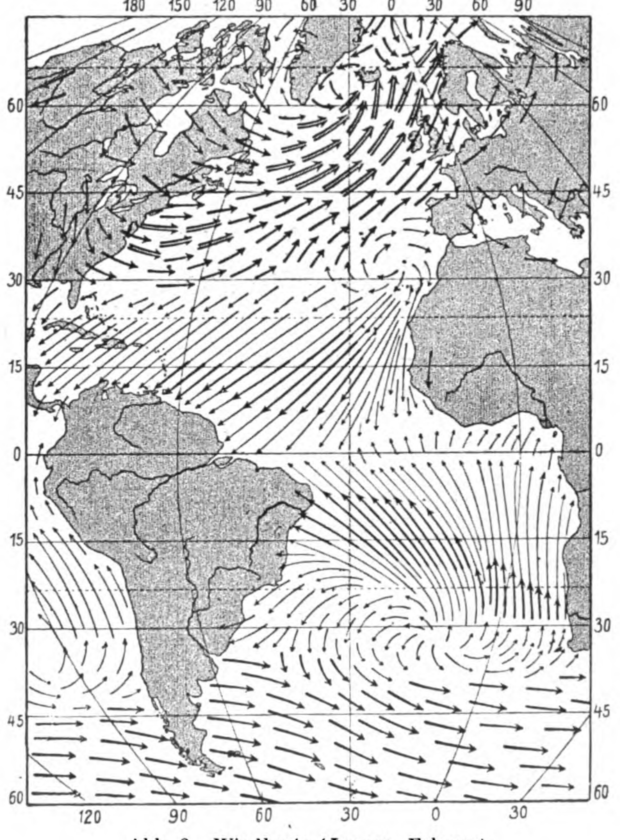


Abb. 2. Windkarte (Januar—Februar).

Ich möchte dieses Bild nicht verlassen, ohne kurz den Weg nach Süd-Amerika besprochen zu haben. Von Hamburg ausgehend sieht er vor eine Zwischenlandung am Züricher See, in Marseille oder Cadiz und ferner auf den Canarischen oder Kap. Verd. Inseln und in den Küstenstädten Pernambuco, Rio de Janeiro, Montevideo und Buenos Aires. Bei dieser Strecke beträgt der längste ununterbrochene Flug 2850 km, also rund 1000 km weniger als der auf der Strecke Hamburg—Azoren—New York. Es ergibt sich also die sehr interessante Tatsache, daß der Flug nach Nord-Amerika trotz der erheblich kürzeren Gesamtstrecke in technischer Beziehung bedeutend größere Schwierigkeiten ergibt, als der nach Süd-Amerika.

Im Zusammenhang mit der Frage des Reiseweges stehen die Windverhältnisse. Aus wirtschaftlichen Gründen wird

man bestrebt sein müssen, die Luftströmungen, namentlich die ständigen, nach Möglichkeit auszunützen. Der Flugzeugführer wird also sinngemäß dasselbe tun, was der Seefahrer durch Ausnützung der Meeresströmungen tut.

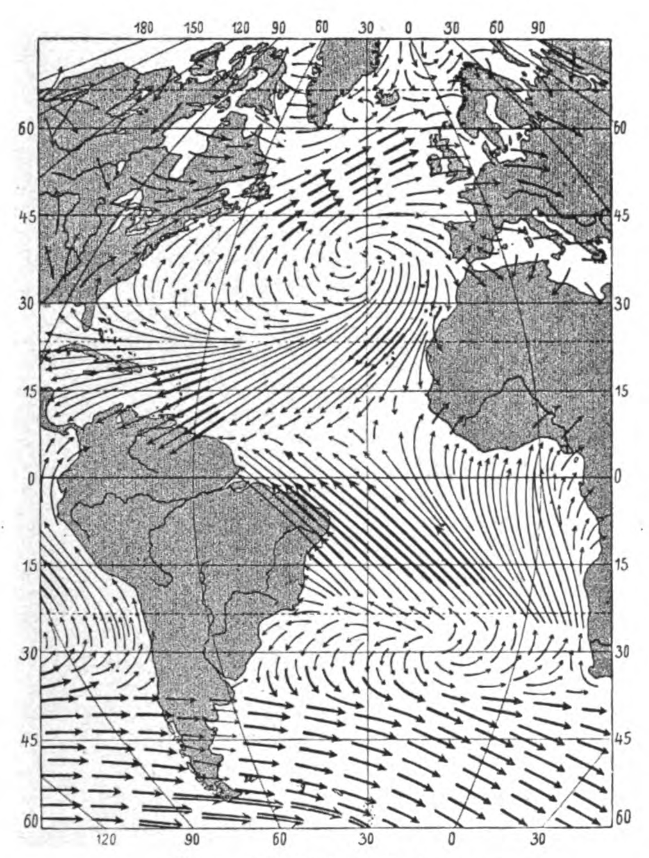


Abb. 3. Windkarte (Juli—August).

Ich zeige Ihnen hier eine Windkarte des Atlantischen Oceans, aus der die wichtigsten Luftströmungen im Januar und Februar ersichtlich sind, Abb. 2. Die verschiedenen Pfeile geben die Richtung und durchschnittliche Windstärke nach Beaufort an:

lange Pfeile bedeuten Windstärke unter 3
kurze » » » 3 bis $4^3/_4$
dicke » » » $4^3/_4$ bis 6
doppelte Pfeile » » über 6.

Die Pfeile fliegen mit dem Winde.

Das vorstehende Bild zeigt die Windkarte in den Monaten Juli und August, Abb. 3.

Sie sehen, daß die Luftströmungen im allgemeinen einen geschlossenen Kreislauf bilden, und daß der Hinflug nach New York und der Rückflug nach Europa daher auf verschiedenen Luftwegen ausgeführt werden müssen.

Trotz möglichst weitgehender Ausnutzung der bekannten Luftströmungen wird man vorsichtshalber insbesondere auf dem Hinfluge nach New York zeitweise mit starken Gegenwinden rechnen, und zwar hauptsächlich in den Wintermonaten. Diesem Umstand muß man bei der Bemessung der maximalen, von dem Flugzeug zurückzulegenden Flugstrecke berücksichtigen. Die größte zu überfliegende Strecke zwischen den Azoren und New York beträgt, wie bereits erwähnt, 3900 km. Rechnet man auf dieser Strecke mit einem durchschnittlichen Gegenwind von etwa 12 m/s oder 43 km/h, so würde sich bei Zugrundelegung einer Reisegeschwindigkeit von ca. 180/190 km/h die relativ zurückzulegende Flugstrecke von 3900 km um etwa 25 vH erhöhen, also auf ca. 4875 km wachsen.

Eine weitere Möglichkeit zur Ausnutzung der bestehenden Flugströmung ist durch das Fliegen in verschiedenen Höhen gegeben. Genaue Unterlagen über die Luftströmungen in größeren Höhen fehlten noch bis vor kurzem. Daß dieser Mangel behoben worden ist, verdanken wir dem Entgegenkommen des Generaldirektors der Hamburg-Amerika-Linie, Dr. Cuno. Er hat seinerzeit 10 Schiffsfreiplätze zur Verfügung gestellt, und Herr von Capelle, der Leiter der Hamburger Seewarte, sandte einige seiner Mitarbeiter, die Herren Dr. Wegner und Dr. Kuhlbrodt sowie die Herren Dr. Seilkopf und Dr. Stüve, die in langjähriger Arbeit die Luftströmungen im Atlantischen Ozean durch zahllose Pivot-Ballonflüge so genügend geklärt haben, daß man heute im großen und ganzen die während der verschiedenen Jahreszeiten in größeren Höhen auftretenden Luftströmungen zu überblicken vermag. Dafür gebührt den genannten Herren unser Dank.

Ich werde mir nun erlauben, mich rein technischen Fragen zuzuwenden.

Die fundamentalsten Grundsätze, die für jedes Ozeanflugzeug Geltung haben müssen, sind

Betriebssicherheit und
Wirtschaftlichkeit.

Keiner dieser beiden Grundsätze ist bei kleinen Flugzeugen in ausreichendem Maße vorhanden. Auch der Vergleich mit der Seeschiffahrt lehrt, daß der regelmäßige Flugbetrieb über den Ozean mit kleinen Flugzeugen praktisch nicht durchzuführen ist. Einzelne Überseeflüge verdienen wegen ihres sportlichen Wertes alle Anerkennung.

Für den Ozeanflug ist eine Vergrößerung, und zwar eine ganz bedeutende, der bisher üblichen Flugzeuge notwendig.

Flugzeuge, die im Rumpf zentralisierte Massen anhäufen, eigenen sich nicht zur Vergrößerung. Dies werde ich im Folgenden im Diagramm zeigen, Abb. 4.

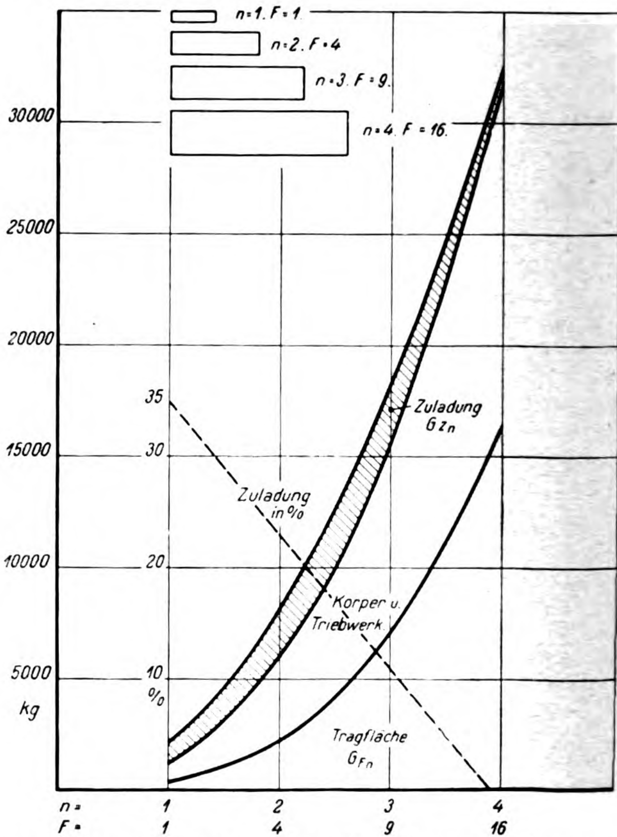


Abb. 4. Änderung der Zuladung bei Vergrößerung der Flugzeuge.

Es ist bekannt, daß bei n-facher linearer Vergrößerung eines Flugzeuges unter gleichbleibender Flächenbelastung sich die verschiedenen Größen wie folgt ändern. Es wächst:

die Tragfläche F proportional n^2,
das Gesamtgewicht des Flugzeuges G_n proportional n^2,
das Gewicht der Holme G_{H_n} proportional n^3.

Das will besagen, daß das Tragflächenholmgewicht nicht mit der einfachen Potenz des Gesamtgewichtes, sondern mit der 1,5 Potenz wächst (Formel von Lanchester).

Die nicht zur Weiterleitung von Kräften dienenden Organe der Tragflächen, wie Bespannung, Randleisten usw. wachsen nur proportional mit G_n also mit n^2. Es wird auf Grund bisheriger Feststellungen angenommen, daß der Anteil der tragenden Organe (G_H) 80 vH, der der übrigen Organe (G_R) 20 vH von G_F beträgt. Es ist dann, wenn G_{F0} das Flügelgewicht des Ausgangsflugzeuges bezeichnet,

$$G_{F0} = G_H + G_R = 0{,}8\, G_{F0} + 0{,}2\, G_{F0}$$

und das Gewicht des Flügels (G_{Fn}) bei n-facher linearer Vergrößerung

$$G_{Fn} = G_{F0}\ (0{,}8\, n^3 + 0{,}2\, n^2).$$

Das Gesamtgewicht eines Flugzeuges ist, wenn erfahrungsgemäß das Gewicht des kompletten Flugzeuges ohne Tragflächen und ohne Zuladung mit

$$0{,}5\ G_n$$

angenommen wird und G_{Zn} die Zuladung bezeichnet,

$$G_n = 0{,}5\ G_n + G_{Fn} + G_{Zn}.$$

Daraus

$$G_{Zn} = 0{,}5\ G_n - G_{Fn} = 0{,}5\ G_0 \cdot n^2 - G_{F0}\ (0{,}8\, n^3 + 0{,}2\, n^2).$$

Bei Aufstellung eines Beispiels wird ausgegangen von einem Flugzeug mit einem Gesamtgewicht $G_0 = 2000$ kg. Das Tragflächengewicht für dieses Flugzeug ist $G_{F0} = 0{,}15\ G_0 = 300$ kg.

Die Zuladung G_{Z0} wird mit $0{,}35\, G_0$ angenommen.

Es ist für eine beliebige n-fache Vergrößerung

$$G_n = 2000\ n^2,$$

das Tragflächengewicht $G_{Fn} = 300 \cdot (0{,}8\, n^3 + 0{,}2\, n^2)$,

die Zuladung $G_{Zn} = 0{,}5 \cdot 2000 \cdot n^2 - 300 \cdot (0{,}8\, n^3 + 0{,}2\, n^2)$.

Die Kurven, die auf Grund dieser Berechnungen aufgezeichnet wurden, zeigen, daß die Zuladung ausgedrückt in kg bei steigender Vergrößerung sehr rasch abnimmt und bei einem Gesamtgewicht des Flugzeuges von ca. 30000 kg gleich 0 wird. Diese Abnahme der Zuladung ist auch in Prozenten des Gesamtgewichtes ausgedrückt und im Lichtbild eingetragen. Wir sehen, daß die prozentuale Zuladung nahezu linear abnimmt.

Die Vergrößerung des Flugzeuges ergibt also, wenn die Bauweise der zentralisierten Lasten beibehalten wird, eine Abnahme der Zuladung, also das Gegenteil des Gewollten.

Überlegungen von Rohrbach haben zu dem gleichen Ergebnis geführt.

Da die Konstruktion mit zentralisierten Lasten nicht Erfolg versprechend ist, habe ich mich seit langem mit dem Gedanken beschäftigt, die Dezentralisation in weitgehendstem Maße durchzuführen. Meine Überlegungen führten dazu, daß eine Vergrößerung der gefährlichen Biegungsmomente vermieden wird, wenn jeder Lastteil auf ein besonderes, ihm zugeordnetes Tragflächenstück direkt wirken würde. Ich folgerte also, daß eine n-fache Vergrößerung eines Flugzeuges dadurch herbeigeführt werden könne, daß — bildlich gesprochen — einfach n-Flugzeuge aneinander bzw. hintereinander gereiht werden. Die bei dem Einheitsflugzeug zentral angeordnete Teillast wird bei n-facher linearer Vergrößerung ver-n-facht und bei der von mir vorgeschlagenen Bauweise auf n-Einheitsflächen verteilt. Die Biegungsmomente, die in den Einheitsflächen angreifen, können im ungünstigsten Fall die gleichen bleiben, wie bei dem Ursprungsflugzeug, so daß das Gewicht der Tragfläche höchstens proportional mit deren Größe, das ist proportional n^2 wachsen könnte. Der Gewichtsanteil der Tragfläche am Gesamtgewicht bei den verschiedenen Vergrößerungen des Flugzeuges bleibt nahezu konstant und ist gleich dem des Ursprungsflugzeuges, d. h. in unserem Falle gleich $0{,}15\, G$. Da auch das Gewicht der übrigen Flugzeugteile annähernd proportional n^2 wächst, verbleibt immer ein gleicher Anteil für die Nutzlast wie beim Ursprungsflugzeug und zwar $0{,}35\, G$.

Da die hier geschilderte Aneinanderreihung von kleinen Ursprungsflugzeugen unbegrenzt scheint, schlage ich, um das Wesentliche scharf zu bezeichnen, für die neu entstandene Bauart den Namen

»Flugzeug mit unbegrenzten Spannweiten«

vor. Ich bin mir indes darüber im klaren, daß auch das von mir bevorzugte System in seiner Größenordnung wohl sehr weit ausgestaltet werden könne, daß ihm aber selbstverständlich irdische Grenzen gezogen sind. Es sei mir aber gestattet, zunächst den Ausdruck beizubehalten.

Den gefaßten Gedanken weiter verfolgend, kam ich zu dem Ergebnis, daß die Dezentralisierung der vertikal abwärts wirkenden Lasten nur der erste Schritt sei. Um ganze Arbeit zu machen, mußten alle Kräfte, gleichgültig in welcher Richtung sie wirken, nach Möglichkeit dezentralisiert werden.

Ich werde mir gestatten, einige der wesentlichsten dieser Kräfte zu nennen:

a) vertikal abwärts wirkend, die Motoren, die fast über die ganze Fläche verteilt werden und durch ihre Vielheit daher relativ klein sein können;
b) vertikal abwärts gerichtet, die Gewichte der Personen und sonstigen Nutzlasten;
c) vertikal aufwärts wirkend, die Schwimmerauftriebe, die durch ihre große Anzahl relativ klein sein können;
d) vertikal abwärts gerichtet, das Gewicht des Brennstoffs, der sich in den Schwimmern befindet;
e) vertikal auf- und abwärts wirkend, das Höhenleitwerk, das aus 3 Satz Ruder- und Leitflächen besteht;
f) horizontal senkrecht zur Fahrtrichtung gerichtet, das Seitenleitwerk, das aus 4 Satz Seiten-Ruder- und Leitflächen zusammengesetzt ist;
g) horizontale Beanspruchungen in der Flugebene durch viele und daher relativ kleine Propeller und endlich die
h) horizontalen Beanspruchungen durch die Horizontal-Flug-Widerstände.

Das unter Berücksichtigung der dargelegten Gesichtspunkte entwickelte Flugzeug sei hier im Modell und in einigen Photographien des Modells gezeigt. Es sollen zunächst nur einige wesentliche Momente hervorgehoben werden.

Vorausschicken möchte ich, daß das soeben abgeleitete Prinzip der unbegrenzten Spannweite sich in der Praxis nicht restlos durchführen läßt; sowohl aus rein flugtechni-

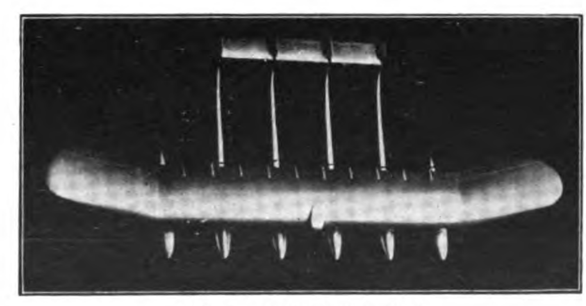


Abb. 5. Ansicht von oben.

schen wie auch baulichen Gründen ist es nicht möglich, eine gleichmäßige Verteilung der Lasten und Kräfte bis in die äußersten Flügelspitzen hin vorzunehmen. Jedoch ist, soweit es irgend angängig erscheint, dieses Prinzip beibehalten.

Das Mittelstück der Tragfläche ist ohne Pfeil- und V-Form ausgebildet und besitzt vollkommen gleichartige Profile. Die beiden freien Enden hingegen haben V- und Pfeilform. Es sind im ganzen 6 Schwimmer vorhanden und zwar 4 Hauptschwimmer, die nach rückwärts verlängert und gleichzeitig zu Trägern des Leitwerkes ausgestaltet sind, ferner 2 äußere seitliche Schwimmer ohne Verlängerungen.

Zum Antrieb dienen 10, in gleichen Abständen über das Mittelstück hin verteilte Motoren, die die hinter der Tragfläche angeordneten Propeller antreiben.

Das erste Photo des Modelles zeigt das Flugzeug in Aufsicht von oben, Abb. 5. Man erkennt deutlich das günstige

Seitenverhältnis der Tragfläche und des Höhenleitwerkes, sowie die aerodynamisch günstige Ausgestaltung aller sonstigen dem Luftstrom ausgesetzten Teile.

Im nächsten Bild ist das Flugzeug von unten zu sehen. Besonders deutlich tritt die Kielung der Schwimmer, die bei den Leitwerksträgern nach rückwärts in eine scharfe Schneide ausläuft, hervor, s. Abb. 6.

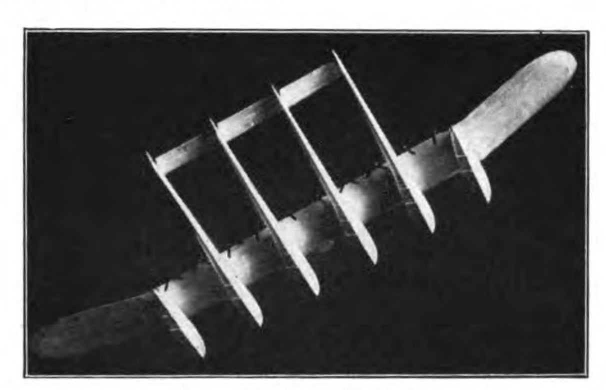


Abb. 6. Ansicht von unten.

Die beiden folgenden Bilder geben Ansichten von vorn wieder, auf welchen die gute stromlinienartige Formgebung der Schwimmerstützen deutlich zu erkennen ist, s. Abb. 7 u. 8.

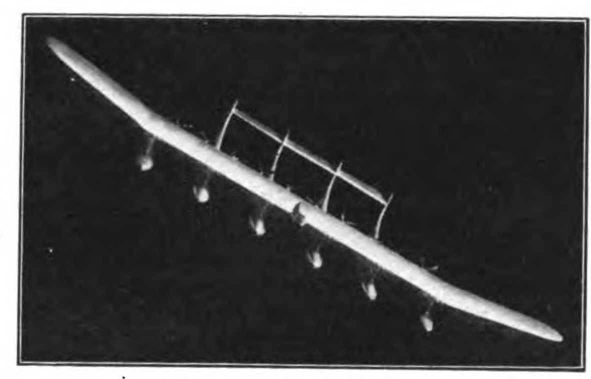


Abb. 7. Ansicht von vorn oben.

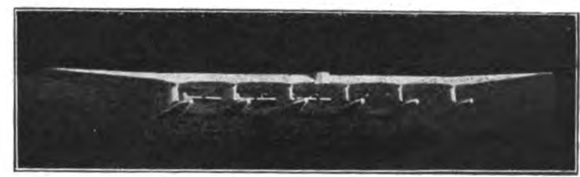


Abb. 8. Ansicht von vorn unten.

Um entgegenströmendem Wasser geringen Widerstand zu bieten, ist die vordere Kante der Stützen in eine scharfe Schneide ausgezogen.

Das nächste Bild zeigt das Flugzeug von der Seite gesehen. Gut ersichtlich sind die besonders groß ausgebildeten Seitenleitwerke, s. Abb. 9.

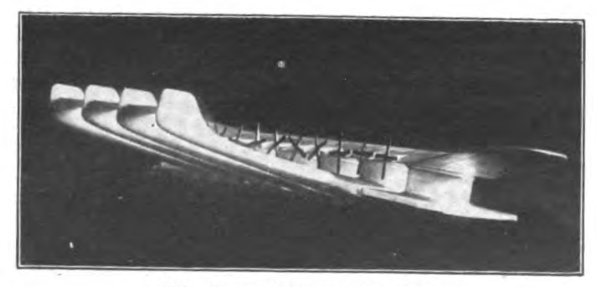


Abb. 9. Ansicht von der Seite.

Im folgenden Bild ist die Gesamtansicht des Flugzeuges in der Zeichnung dargestellt. Die Spannweite ist 94 m und die größte Tiefe 39,3 m. Die anderen Abmessungen bitte ich aus den auf dem Lichtbild angegebenen Beschriftungen entnehmen zu wollen, s. Abb. 10.

Wie weiter zu ersehen ist, befinden sich die Aufenthaltsräume der Passagiere im Vorderteil der Tragfläche. Diese Räume sind in einzelne Abteile zerlegt, von denen einige breiter sind und gewissermaßen als Luxusaufenthaltsräume erster Klasse dienen. Alle Räume sind sechssitzig und haben einen Ausblick nach vorn und Belichtung von oben. Besonderer Wert ist auf eine vollständige Trennung der Aufenthaltsräume für die Passagiere von allen übrigen Räumen des Flugzeuges gelegt. Um das Motorengeräusch von den Passagieren möglichst fernzuhalten, befindet sich zwischen den Passagierabteilen und den Motorenräumen ein breiter quer zur Flugrichtung und durch das ganze Fahrzeug gehender Gang. Dieser dient als Promenadenweg. Erst hinter diesem Gang beginnen die Motorenräume. Die mittleren, vor dem Promenadengang befindlichen Räume sind für den Kapitän, seine Offiziere und die Piloten vorgesehen. Zwischen den Motoren befinden sich Räume für Post und Gepäck usw. sowie Aufenthaltsräume für die Mannschaft.

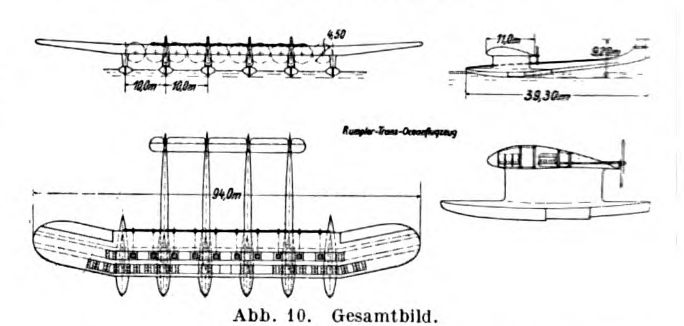


Abb. 10. Gesamtbild.

Die Brennstoffbehälter sind sämtlich in den Schwimmern untergebracht.

Die sonstigen für den Entwurf des Trans-Ozeanflugzeuges maßgebenden Daten wurden nach eingehenden Untersuchungen wie folgt festgelegt:

Gesamtgewicht: 115 000 kg.

Nutzlast: ca. 20 000 kg, entsprechend 130 Passagieren zu je 80 kg und etwa 6000 kg Gepäck, Fracht und Post sowie 35 Mann Besatzung.

Motorleistung: 10 000 PS, konstant bis 4000 m Höhe.

Betriebsstoffvorrat: ausreichend für 16 Stunden Vollleistung.

Flächenbelastung $\frac{G}{F} = 115$ kg/m².

Hieraus ergeben sich unter Zugrundelegung eines nach den Göttinger Messungen guten Profiles mit großer Dicke und unter Annahme eines Propellerwirkungsgrades von etwa 80 vH, der bei großen hinter der Tragfläche angeordneten Propellern erreichbar sein dürfte, für das Fliegen in 4000 m Höhe ungefähr die folgenden Leistungen:

Größte Geschwindigkeit am Flugbeginn ca. 267 km/h.

Größte Geschwindigkeit am Flugende ca. 283 km/h. Im Mittel ca. 275 km/h.

Mittlere Geschwindigkeit im Sparflug ca. 200 km.

Größte Flugstrecke bei Volleistung ohne Gegenwind ca. 4400 km in 16 h.

Größte Flugstrecke im Sparflug ohne Gegenwind cirka 5400 km in 27 h.

Flugzeit für 3900 km (Azoren—New York) bei Vollleistung ca. 14,5 h.

Flugzeit für 3900 km (Azoren—New York) im Sparflug ca. 19,5 h.

Landegeschwindigkeit ca. 130 km/h.

Die Flächenbelastung sowie die damit im Zusammenhang stehende Start- und Landegeschwindigkeit sind mit Absicht hoch gewählt. Der Grund, den ich später eingehend auseinandersetzen werde, liegt darin, daß zur Erzielung leistungs-

fähiger Fernflugzeuge unbedingt die Anwendung einer hohen Flächenbelastung erforderlich ist. Die hiermit verbundene hohe Start- und Landegeschwindigkeit ist unbedenklich, wenn man berücksichtigt, daß Flugzeuge, wie das Trans-Ozeanflugzeug, ohnedies nur auf größeren Wasserflächen starten und niedergehen werden.

Die durch das Prinzip der unbegrenzten Spannweite bedingte Auseinanderziehung der Massen und das damit zusammenhängende große Trägheitsmoment der Maschine um die Längsachse sind auf die Seitenstabilität des Flugzeuges ohne schädlichen Einfluß. Denn die nach den von Fuchs und Hopf angegebenen Methoden angestellten Rechnungen haben ergeben, daß die Wurzeln der Schwingungsgleichung für die Seitenbewegungen keine Werte ergeben, die wesentlich über die zu normalen Flugzeugen gehörenden Werte hinausgehen.

Die sonstigen Gesichtspunkte, die für die Wahl der vorliegenden Konstruktionsformen maßgebend gewesen sind, sollen im folgenden noch etwas näher erörtert werden.

Aus dem Vorgesagten haben Sie ersehen, daß alle wesentlichen Beanspruchungen, die auf das Flugzeug einwirken, in viele und kleine Beanspruchungen aufgelöst sind. Es würde zu weit führen, hier für jeden einzigen Fall den rechnerischen Nachweis zu erbringen, daß die von mir bevorzugte Bauweise eine Herabminderung der Beanspruchungen und damit des Konstruktionsgewichtes und in weiterer Linie eine Erhöhung der Wirtschaftlichkeit herbeiführt.

Ich möchte ferner hervorheben, daß die geschilderte Bauart in gleicher Weise der Betriebssicherheit Rechnung trägt.

Die vielen und daher relativ kleinen Motoren bringen den Vorteil, daß bei einem Ausfall von einem oder mehreren Motoren die Störung des Gleichgewichtes nicht so erheblich ist, als wenn wenige und daher relativ große Kraftquellen vorgesehen sein würden. Die Wahrscheinlichkeit der Störung des motorischen Antriebes wird also auf ein Minimum sinken.

Das folgende Bild zeigt denn auch die geringe Wirkung des Ausfalles von einem oder mehr der von mir vorgesehenen 10 Motoren in verschiedenen Flughöhen, s. Abb. 11.

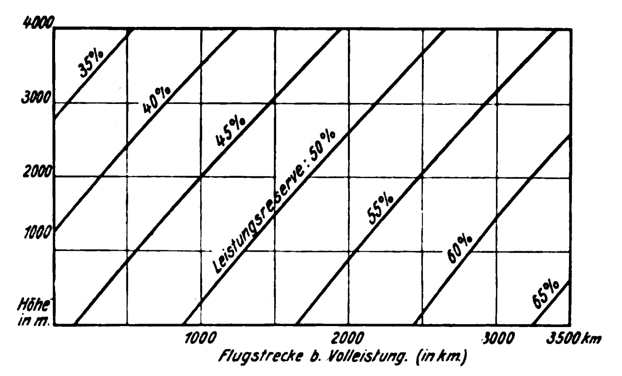


Abb. 11. Leistungsreserven nach verschiedenen Flugzeiten in verschiedenen Höhen.

Jedes Flugzeug muß im Interesse der Betriebssicherheit mit einer gewissen Reserve an Motorkraft ausgestattet sein, mit der sog. Leistungsreserve; sie ist gleich der Maximalleistung der Motoren (N_{max}) abzüglich der jeweiligen kleinstmöglichen Flugleistung (N_{min}).

Reserve ist gleich $N_{max} - N_{min}$.

Die kleinste Flugleistung N_{min} ergibt sich, wenn $\frac{G}{N}$ ein Maximum wird.

Nach der bekannten Formel

$$\frac{c_a^3}{c_w^2} = \left(\frac{G}{N}\right)^2 \left(\frac{G}{F}\right) \cdot \frac{2g}{75^2 \cdot \eta^2 \cdot \gamma}$$

tritt dies ein, wenn $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ ein Maximum wird.

Aus den Polaren bestimmt man die zu $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ Maximum gehörenden Werte von c_a und $\frac{c_a}{c_w}$ und berechnet zunächst

$$v = \sqrt{\frac{\frac{G}{F} \cdot 2g}{c_a \cdot \gamma}} \text{ und dann } N_{min} = \frac{G \cdot v}{75 \cdot \eta \cdot \frac{c_a}{c_w}}.$$

Daraus ergibt sich wieder die Reserve $N_{max} - N_{min}$.

Es wurde angenommen, daß durch Kompresseranordnung die Motorleistung bis 4000 m Höhe konstant bleibt.

Die Ergebnisse der Berechnungen sind in dem Lichtbild eingetragen. Als Abszissen sind die Flugstrecken von 0 bis 3500 km und als Ordinaten die Flughöhen von 0 bis 4000 m gewählt. Das Schaubild zeigt die geometrischen Orte aller Punkte mit gleicher Leistungsreserve, so daß man unter Berücksichtigung des zurückgelegten Weges für jede Höhe die augenblicklich verfügbare Leistungsreserve ersehen kann.

Wie aus den Berechnungen hervorgeht, besitzt das Flugzeug bei Flugbeginn in einer Höhe von 4000 m bei voller Belastung noch eine Leistungsreserve von etwa 31 vH, so daß selbst bei Aussetzen von 3 Motoren die Flugfähigkeit gewahrt bleibt. Beim Fliegen in 1000 m Höhe beträgt bei Flugbeginn die Leistungsreserve etwa 40 vH, so daß ohne Gefahr 4 Motore ausfallen können. Gegen Flugende zu erhöht sich die Leistungsreserve noch ganz erheblich und beträgt in 4000 m Höhe etwa 56 vH und in 1000 m Höhe fast 64 vH.

Das Bild zeigt auch mit größter Klarheit, daß wenn ein Ausfall von z. B. 4 Motoren erfolgt, das Flugzeug so tief sinken muß, bis es die Linie des geometrischen Ortes erreicht, die für 40 vH Leistungsreserve Geltung hat. Von da ab kann es in dem Maße, als der Benzinvorrat kleiner wird, gemäß dieser geometrischen Ortslinie wieder aufwärts fliegen. Wenn im Verlauf der Weiterreise ein 5. Motor aussetzt, sinkt das Flugzeug wieder so lange, bis es die Linie des geometrischen Ortes erreicht, die für 50 vH gilt. Von da ab kann sinngemäß mit abnehmendem Brennstoff wieder Aufwärtsflug längs der für 50 vH in Betracht kommenden Linie stattfinden. Das Bild gibt also in übersichtlicher Weise Aufschluß über die Frage der jeweiligen Leistungsreserven bei Anwendung von 10 Motoren.

Wenn statt 10 Motoren nur 5, doppelt so starke vorgesehen werden, liegen die Verhältnisse viel ungünstiger. Nimmt man an, daß aus irgendeinem Grunde vom Flugbeginn bis 900 km die Leistung sämtlicher Motoren um etwa 30 vH herabgesetzt wäre, so ist es klar, daß der durch das völlige Ausfallen eines Motors entstehende weitere Leistungsverlust von etwa 20 vH das Flugzeug zum Niedergehen zwingen wird, da selbst in kleinster Höhe ein Fliegen mit nur etwa 50 vH der Maximalleistung unmöglich ist. Ein Flugzeug mit 10 Motoren dagegen würde in einem solchen Falle nur etwa bis zur Linie 40 vH sinken und im Verlauf des Weiterfluges wieder größere Höhen erreichen können.

Ich habe die Überzeugung, daß die im Interesse der Betriebssicherheit erforderliche Unterteilung des Motorenantriebes in nicht allzu ferner Zukunft zahlreiche Anhänger finden wird. Heute wird diese Konstruktion von einzelnen Sachverständigen noch als »abnormal« bezeichnet. Bei aller Wertschätzung dieser Ansichten kann ich aber meine Überzeugung von der Richtigkeit des hier Vorgetragenen nicht ändern.

Sinngemäß ähnliche Ansichten vertrete ich bezüglich der Schwimmer. Ich weiche von der üblichen Bauart, die in der Regel 1 oder 2 Schwimmer oder Boote vorsieht, ab und wähle im Interesse der Wirtschaftlichkeit und Betriebssicherheit 6 und daher relativ kleine Schwimmer. Es ist mir bekannt, daß ich mit meiner Auffassung in der Schwimmerfrage nicht in Übereinstimmung mit einigen Fachleuten bin.

Die zahlreichen Schwimmer gewähren aber beim Niedergehen ein so hohes Maß an Betriebssicherheit, daß ich die beschriebene Konstruktion für die richtige halten muß. Jch werde auf diesen Punkt noch ausführlich zurückkommen und versuchen, den Nachweis der Richtigkeit zu erbringen.

Auch die vielen in den Schwimmern angeordneten Brennstoffbehälter geben sinngemäß die gleichen Sicherheiten.

Ähnlich liegen die Verhältnisse beim Höhen- und Seitenleitwerk. Und gleiches ist der Fall bei den durch viele und daher relativ kleine Propeller verursachten horizontalen Beanspruchuneng, die im Gleichgewicht mit den horizontal gerichteten Komponenten der Flugwiderstände stehen.

Um beim Ausfall mehrerer Motoren auf ein und derselben Seite noch ein gutes Kurshalten zu ermöglichen, sind die Seitenleitwerke und Ruder derart groß bemessen, daß es möglich ist, das entstehende Moment aufzunehmen und noch ausreichende Steuermöglichkeit sicherzustellen.

Ich will nun den Einfluß der Lastverteilung längs der Tragflächen besprechen.

Wie bereits gesagt, läßt sich das von mir benutzte Prinzip der unbegrenzten Spannweite in der Praxis nicht restlos durchführen. Jedoch werden auch ohne diese vollständige Durchführung ganz bedeutende, sehr stark ins Gewicht fallende Vorteile erzielt.

Im ersten Diagramm wird gezeigt, in welchem Maße sich das Biegungsmoment verkleinert, wenn die Gesamtlast nicht in der Mitte des Flugzeuges, sondern über eine Strecke a hin gleichmäßig verteilt wird, s. Abb. 12.

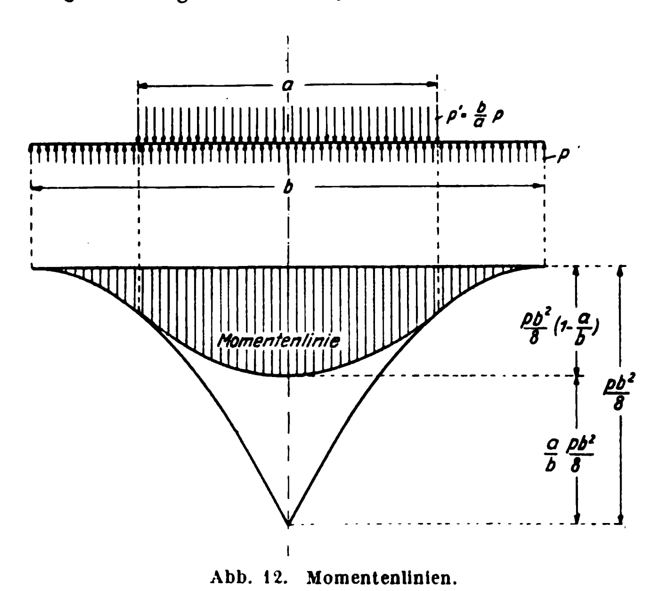


Abb. 12. Momentenlinien.

Hierbei bezeichnet p' die Belastung pro Längeneinheit durch die Gesamtheit der zu tragenden Gewichte, von denen angenommen wird, daß sie sich auf eine Strecke a hin gleichmäßig verteilen. p bezeichnet die Belastung pro Längeneinheit durch die äußeren, über die gesamte Tragfläche gleichmäßig verteilten Luftkräfte.

Wenn man vom Eigengewicht des Flügels absieht, muß $p' = \frac{b}{a} \cdot p$ sein, wobei die Spannweite mit b bezeichnet wird.

Das Moment in der Mitte der Tragfläche hat dann die Größe

$$M_m = \frac{p\,b^2}{8} - \frac{p'\,a^2}{8} = \frac{p}{8}\,(b^2 - b\,a) = \frac{p\,b^2}{8}\left(1 - \frac{a}{b}\right).$$

Die Größe der zugehörigen Momente an anderen Stellen der Tragfläche wird durch die schraffierte Fläche wiedergegeben.

Würde die gesamte Last in einem Punkt in der Mitte der Tragfläche angreifen, so hätte das Maximalmoment die Größe $\frac{p\,b^2}{8}$, während die übrigen Momente nach der zugehörigen Momentenlinie verlaufen.

Wie ersichtlich, kann durch Verteilung über eine große Strecke hin eine bedeutende Verkleinerung der auftretenden Maximalmomente und damit der Konstruktionsgewichte erreicht werden.

Im nächsten Diagramm (s. Abb. 13) ist ein Vergleich gezeigt, einerseits zwischen einem Trans-Ozeanflugzeug mit einer gleichmäßigen Lastverteilung über jene Strecke hin, die von den 6 Schwimmern eingenommen wird, und anderseits einem 2-Schwimmer-Flugzeug mit 4 Motoren mit einer

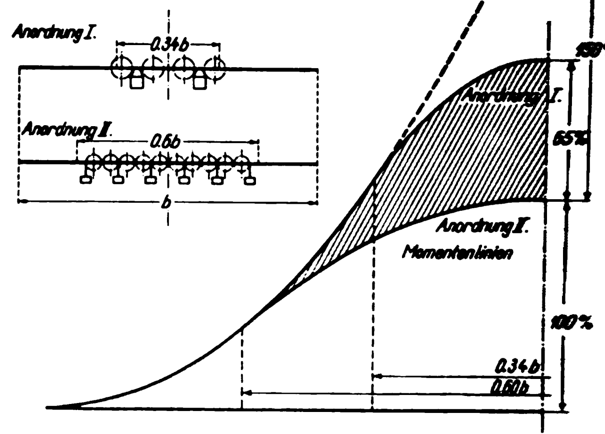


Abb. 13. Vergleichsmomentenlinien.

Lasterstreckung entsprechend dem von den 4 Motoren eingenommenen Raum. Die schraffierte Fläche auf dem Diagramm gibt die Differenz der Biegungsmomente der beiden Vergleichsmaschinen an. Es ist noch eine Linie gestrichelt eingezeichnet, die die Größe der Momente bei zentraler Anordnung der Last wiedergibt.

Wie ersichtlich, beträgt die Zunahme des Biegungsmomentes in der Mitte bei der Anordnung mit 2 Schwimmern etwa 65 vH des Wertes der Sechsschwimmermaschine. Würden die Lasten zentral angeordnet sein, so würde das Moment sogar um 150 vH steigen.

In diesem Lichtbild (Abb. 14) sind Einflußlinien wiedergegeben, welche zeigen, in welchem Maße sich das Moment M in der Mitte des Flugzeuges und das Moment M_a am Beginn des freien Flügelendes bei verschieden langer Erstreckung der Last ändern. Auf der Abszissenachse ist die Größe der Längserstreckung der Last in Bruchteilen der Spannweite aufgetragen. Auf der Ordinatenachse ist das maximale Moment in Maschinenmitte mit 1 bezeichnet, so daß die Momente an den anderen Stellen als Bruchteile des Maximalmomentes abgelesen werden können.

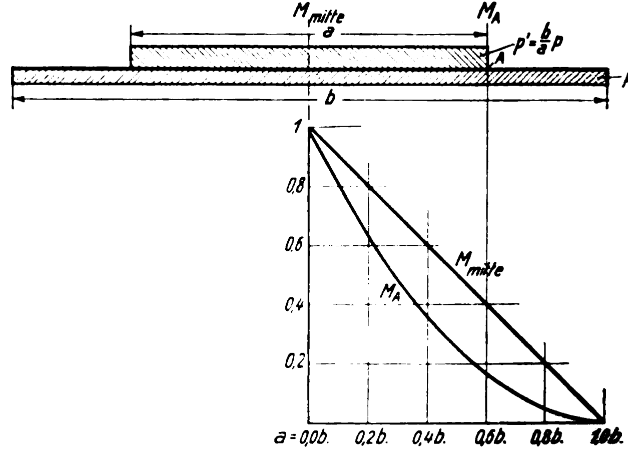


Abb. 14. Einflußlinien für verschiedene Lastverteilung.

Aus dem vorliegenden Lichtbild ist besonders deutlich ersichtlich, welche großen Vorteile mit einer Verteilung der Last über die Tragfläche hin verbunden sind. So wird z. B. bei einer Lasterstreckung über 0,6 b das Moment in der Mitte der Maschine nur 40 vH des Wertes, den es bei zentraler Anordnung Lasten der annehmen würde. Das Moment an

der Stelle A am Beginn des freien Flügelendes wird bei steigender Verteilung der Lasten ein immer kleinerer Bruchteil des Momentes in der Mitte.

Das vorliegende Bild, s. Abb. 15 zeigt die verschiedenen Möglichkeiten des Niedergehens bei verschieden starken Seegängen. Windstärke, Seegang und die entsprechende Wellenhöhe und Wellenlänge sind den Tafeln von Beaufort und Croneau entnommen.

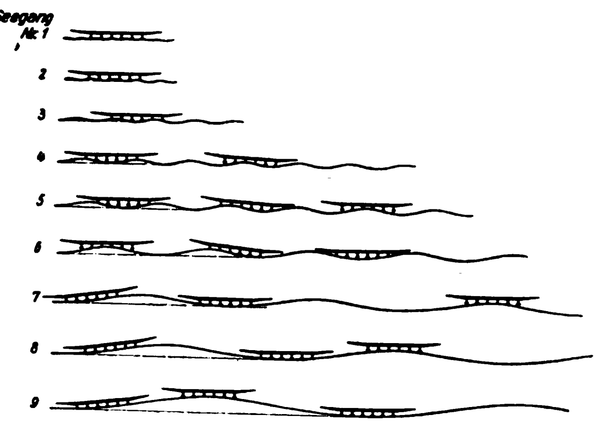


Abb. 15. Verhalten im Seegang.

Ich habe in Übereinstimmung mit verschiedenen Marinesachverständigen angenommen, daß das Niedergehen parallel zu den Wellenkämmen und nicht etwa senkrecht zu ihnen stattfindet. Das Springen des Flugzeuges von Wellenkamm zu Wellenkamm würde nämlich beim Starten eine unnötige Verzögerung herbeiführen und beim Niedergehen wären besonders harte Schläge der Schwimmer gegen die Wellenkämme unvermeidlich. Starten und Niedergehen parallel zu den Wellenkämmen dürfte also mit wesentlichen Vorteilen verknüpft sein.

Um ganz korrekt zu sein, müßte ich hier hervorheben, daß es sich nicht um ein absolut paralleles Niedergehen zu den Wellenkämmen handelt. Da der Wellenkamm in fortschreitender Bewegung ist, muß das Niedergehen zweckmäßigerweise in einem kleinen Winkel gegen den Wellenkamm ausgeführt werden, derart, daß das Flugzeug während des Niedergehens annähernd parallel zum fortschreitenden Wellenkamm bleibt, und ein Schneiden von Flugzeug-Bewegungsrichtung und Wellenrichtung verhindert wird.

Daß man bei dieser Art des Niedergehens meist mit Seitenwind zu rechnen hat, ist eine unangenehme Tatsache, die berücksichtigt werden muß. Ich nehme aber an, daß der Pilot unmittelbar, nachdem er den Niedergang beendet hat, das Flugzeug gegen den Wind stellen wird.

Das Lichtbild zeigt die besonders interessante Tatsache, daß die größten Beanspruchungen des niedergegangenen Flugzeuges nicht etwa bei den größten Windstärken und bei den größten Seegängen eintreten, sondern bei den mittleren von 5 und 6 und bei Windstärken von 12 und 14 m.

Wenn der Mittelteil des Flugzeuges sich in einem Wellental befindet, schweben die mittleren Schwimmer vollständig frei, während die Außenschwimmer überflutet sind.

In diesem Falle kommen die Flügelenden den benachbarten Wellen am nächsten. Aus diesem Grunde sind die Flügelenden besonders widerstandsfähig ausgebildet, besitzen wasserdichte Schotten und dienen als besonderes Reservedeplacement.

Wenn der Mittelteil des Flugzeuges mit einem Wellenkamm zusammenfällt, tauchen die mittleren Schwimmer vollständig ein, während die Außenschwimmer in der Luft schweben.

Es ist selbstverständlich, daß das ganze Flugzeug für die besondere Art der vorerwähnten Beanspruchungen durchgerechnet wurde.

Wir sehen des weiteren bei den folgenden Seegängen Nr. 7, 8 und 9, daß die Verhältnisse mit zunehmender Windstärke günstiger werden. Das Freischweben der inneren bzw. äußeren Schwimmer nimmt ab und die Entfernung der Flügelenden von der See vergrößert sich.

Es zeigt sich, daß es sich hier um eine reine Dimensionsfrage handelt. Es kommt tatsächlich auf das Verhältnis der Abmessungen des Flugzeuges zu jenen der Wellen an. Der schlimmste Fall ist der, wenn Wellenlänge gleich Flugzeugspannweite ist, wie dies ungefährt unter 6 gezeigt ist.

Daraus muß die sehr wertvolle Nutzanwendung gezogen werden, daß, abgesehen von anderen Gründen, eine immer weitergehende Vergrößerung der Flugzeuge zu empfehlen ist. Die Zahl der größten Stürme ist erheblich geringer, als die der mittleren. Die Wahrscheinlichkeit, daß ein Flugzeug besonders großer Spannweite Wellenlängen gleicher Größe vorfindet, sinkt daher außerordentlich.

Bei dem Seegange 1, 2 und 3 sehen wir, daß das Flugzeug auf mehreren Wellen gleichzeitig aufruht. Von besonderen Beanspruchungen kann also nicht gesprochen werden.

Die ganze Tafel zeigt, daß eine große Analogie vorliegt zwischen Seeflugzeug und Ozeandampfer. In beiden Fällen werden die Verhältnisse mit zunehmender Fahrzeuggröße erheblich günstiger.

Einer der wesentlichen Gedanken, der zur vorliegenden Flugzeugschwimmer-Konstruktion führte, besteht darin, daß jeder Schwimmer so ausgebildet ist, daß er weder in statischer noch dynamischer Beziehung mehr als einen vom Konstrukteur vorher genau bestimmten und gewollten Widerstand zu erregen in der Lage ist. Eine örtliche Überbeanspruchung des zugeordneten Tragflächenstückes kann daher niemals eintreten.

Um dieser Forderung in statischer Beziehung gerecht zu werden, ist der Schwimmer so klein gewählt, daß der maximale Auftrieb das zulässige Maß nicht überschreitet. Dies bleibt auch, wenn die Lage des Flugzeuges das Untertauchen des Schwimmers herbeiführt, ihn also gewissermaßen zum U-Boot macht. Der Schwimmerhals wird ähnlich einem Periskop aus dem Wasser herausragen. Der richtig ausgebildete Schwimmer muß gewissermaßen eine Kreuzung zwischen Flugkörper, Boot und U-Boot sein.

Sinngemäß ähnlich liegen die Verhältnisse in dynamischer Beziehung. Durch zweckentsprechende Kielung ist Sorge getragen, daß die dynamischen Beanspruchungen des Schwimmers, die an die Tragfläche weitergeleitet werden, das gewollte und zulässige Maß ebenfalls nicht übersteigen.

Zahlreiche Nachrechnungen haben ergeben, daß es kaum möglich ist, einen Schwimmer von so überragenden Festigkeitseigenschaften zu bauen, daß er, wenn auch nur sekundenweise, allein das ganze Flugzeuggewicht zu tragen vermag. Aber selbst, wenn dies der Fall wäre, würden dadurch örtliche Tragflächenbeanspruchungen auftreten, die das Konstruktionsgewicht so erhöhen, und die übrigbleibende Zuladung derartig vermindern, daß die Wirtschaftlichkeit des ganzen Flugzeuges in Frage gestellt sein würde.

Mit anderen Worten: Der Schwimmer muß bei jeder, ein bestimmtes Maß überschreitenden Beanspruchung einfach ausweichen, wodurch die Überbeanspruchungen aller Bauteile vermieden werden.

Das hier Vorgetragene bildet einen wesentlichen Grund, der mich veranlaßt hat, eine große Zahl von Schwimmern zu bevorzugen.

Ich habe die allgemeinen Bedingungen entwickelt, denen die Schwimmer genügen sollen. Wie die tatsächlichen Formen der Schwimmer endgültig aussehen werden, läßt sich erst sagen, wenn die in die Wege geleiteten umfangreichen Schwimmerversuche in der Hamburgischen Versuchsanstalt abgeschlossen sein werden.

Systematische Untersuchungen und Versuchsreihen über die Frage der Formgebung bei Schwimmern und Flugbooten sind bereits von anderer Seite in Angriff genommen. Über die ersten Resultate werden wir näheres in dem Vortrag des Herrn Ing. Herrmann hören.

Die Lösung der hier vorliegenden Aufgaben ist eine außerordentlich schwierige und ich gebe mich daher der Hoffnung hin, bei den in Betracht kommenden Stellen großzügige

Förderung zu finden, die notwendig ist, um Klärung dieser so wichtigen Fragen herbeizuführen.

In diesem Lichtbild (Abb. 16) sind zum Vergleich Flugzeuge mit 1, 2 und 6 Schwimmern in verschiedenen Stellungen gegenüber den Wellen entsprechend Seegang 5 eingezeichnet. Es zeigt sich, daß für alle Flugzeuge die gefährlichste Stellung

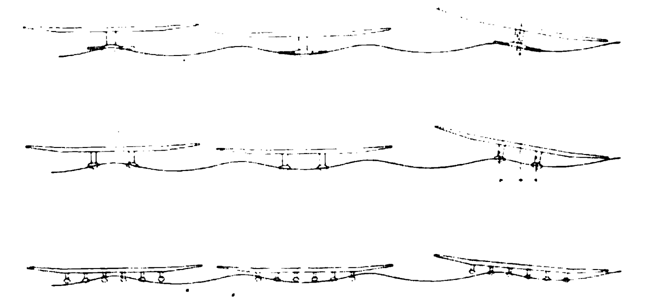


Abb. 16. Flugzeuge mit verschiedenen Schwimmerzahlen im Seegang.

in dem Augenblick eintritt, in dem das Flugzeug auf einen Wellenhang schwimmt. Denn diese Stellung ergibt den Mindestabstand der Tragflächenenden von der Wasseroberfläche. Es ist deutlich ersichtlich, daß bei dem Sechsschwimmer-Flugzeug infolge der großen Breitenerstreckung aller Schwimmer ein gewisser Ausgleich in der Höhenlage eintritt, so daß das Flugzeug nicht gezwungen ist, sich völlig der Schräge des Wellenhanges anzupassen. Infolgedessen kann die Bauhöhe des Sechsschwimmer-Flugzeuges eine erheblich kleinere werden, als bei einem Flugzeug mit 2 oder gar nur 1 Schwimmer. So beträgt beispielsweise die Entfernung von Wasserlinie bis Flügelunterkante bei dem Zweischwimmerflugzeug ca. 90 vH und bei dem Einschwimmer-Flugzeug ca. 130 vH mehr als bei dem Sechsschwimmer-Flugzeug.

Ferner kann das durch die Schrägstellung entstehende seitliche Kippmoment um so besser aufgenommen werden, je breiter die Basis ist, mit welcher das Flugzeug auf dem Wasser aufruht. In dem Lichtbild sind die Kippmomente durch Kraftpfeile angedeutet. Man ersieht, daß, falls das Einschwimmer-Flugzeug eine Lage einnehmen würde, bei welcher der Auftrieb durch den Schwerpunkt

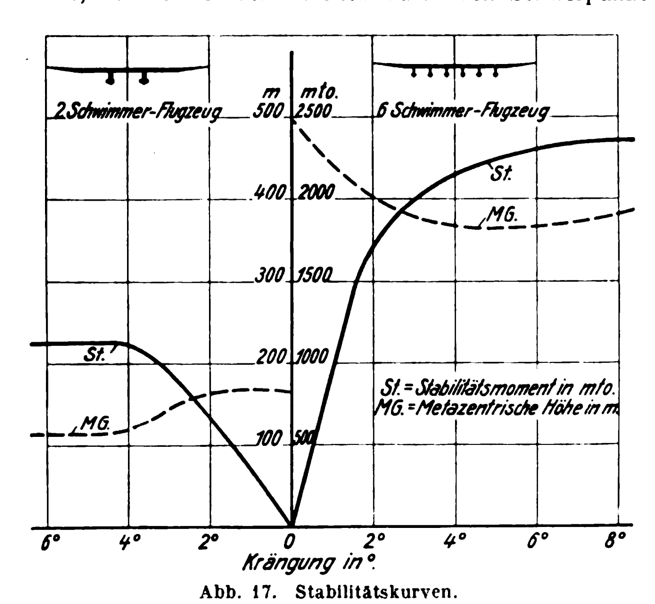


Abb. 17. Stabilitätskurven.

geht, die Neigung so groß werden müßte, daß Gefahr des Kenterns besteht. Erheblich günstiger liegen die Verhältnisse beim Zweischwimmer-Flugzeug. Es ist nur ein wenig tieferes Eintauchen des rechten Schwimmers erforderlich, um die Auftriebsresultierende unter den Schwerpunkt zu bringen. Beim Sechsschwimmer-Flugzeug dagegen tritt statt des Kippmomentes ein aufrichtendes Moment auf, da infolge des nichttragenden linken äußeren Schwimmers das Auftriebsmittel stark nach rechts wandert. Hierdurch wird auch der bereits oben angedeutete Ausgleich in der Höhenlage gegenüber den Wellenformen bewirkt.

Außerdem wird beim Sechsschwimmer-Flugzeug dem Seitenwind eine viel geringere Angriffsfläche sowohl infolge der geringen Schrägstellung, als auch auf Grund der geringen Entfernung von der Wasseroberfläche dargeboten, so daß die Gefahr des seitlichen Kenterns herabgemindert wird.

Die Seitenstabilität des Sechsschwimmer-Flugzeuges ist eine ganz besonders hohe und beträgt über das Doppelte der Stabilität eines entsprechenden Zweischwimmer-Flugzeuges (Abb. 17).

Im Diagramm sind die Stabilitätskurven für ein Sechsschwimmer- und Zweischwimmer-Flugzeug einander gegenübergestellt, und zwar ist in Abhängigkeit vom Krängungswinkel die Kurve für das statische Stabilitätsmoment *St* aufgetragen, das für jede Schräglage die Größe des Moments angibt, das das Flugzeug wieder in die Normallage zurückzuführen bestrebt ist. Die bezüglichen Rechnungsunterlagen sind der »Hütte« entnommen.

Außerdem ist die Kurve für die metazentrische Höhe *MG*, die besonders für das Maß der Anfangsstabilität kennzeichnend ist, aufgezeichnet. Es zeigt sich, daß die Anfangs-

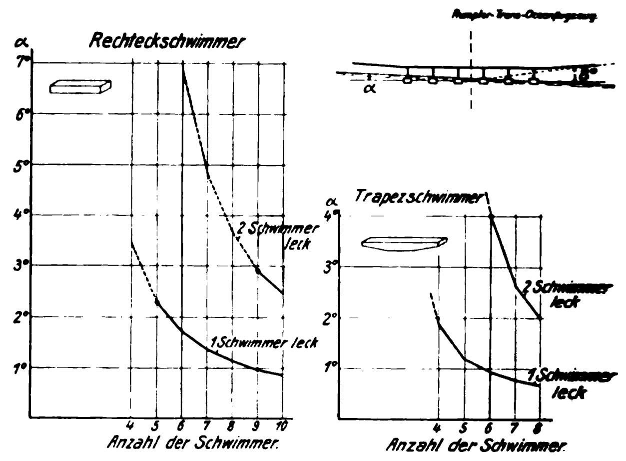


Abb. 18. Einfluß des Leckwerdens von Schwimmern.

stabilität des Sechsschwimmer-Flugzeuges ungefähr die dreifache Höhe der Anfangsstabilität des Zweischwimmer-Flugzeuges besitzt.

Diese Kurven weisen auf Erscheinungen hin, die bei der Frage der richtigen Schwimmerzahl unbedingt mit berücksichtigt werden müssen.

In diesem Bilde (Abb. 18) wird die Wirkung des Leckwerdens von 1, 2 oder mehr äußeren Schwimmern untersucht bei Flugzeugen mit verschiedenen Schwimmerzahlen. Es wird auch festgestellt, wie groß der entsprechende seitliche Neigungswinkel der Maschine ist.

Bei den Untersuchungen werden die Schräglagen errechnet, welche das Flugzeug einnehmen muß, damit der resultierende Auftrieb sämtlicher noch tragfähigen Schwimmer durch den Schwerpunkt geht. Gleichzeitig wird hierbei die vergrößerte Eintauchtiefe der noch tragenden Schwimmer berücksichtigt.

Die seitliche Wanderung des Schwerpunktes durch Neigung der Maschine bleibt zuerst außer Betracht, um die Rechnung nicht zu kompliziert zu gestalten. Die Schwerpunktwanderung wird jedoch später durch eine kleine Korrektur noch berücksichtigt.

Die erste Rechnung wird in grober Annäherung für vollkommen rechteckige Schwimmer durchgeführt. In dem Diagramm wird über der Anzahl der Schwimmer der jeweilige Neigungswinkel der Maschine aufgetragen. Die ausgezogenen Linien gelten je für Leckwerden von 1 bzw. 2 Schwimmern. Aus den Rechnungen ergibt sich bei den Rechteckschwimmern, daß bei Leckwerden von 2 Schwimmern bei Flugzeugen mit einer Gesamtanzahl von 8 und we-

niger Schwimmern Kentern eintritt, falls nicht die eintauchenden Flügelenden als schwimmfähige Schotten ausgebildet werden.

Der gestrichelte Linienzug gibt die theoretische Fortsetzung für eine geringere Anzahl von Schwimmern an.

Bei Leckwerden nur eines Schwimmers tritt eine Gefahr des Kenterns erst bei Flugzeugen mit 4 oder weniger Schwimmern ein.

Bedeutend günstiger gestalten sich die Rechnungsergebnisse, wenn man den Längsschnitt der Schwimmer in Anlehnung an die Wirklichkeit als trapezförmig annimmt, denn dadurch wird bei größerem Eintauchen der Schwimmer der Auftrieb erheblich gesteigert. Bei Leckwerden von 2 äußeren Schwimmern auf einer Seite tritt die Kentergefahr erst bei Flugzeugen mit 5 oder weniger, bei Leckwerden nur eines Schwimmers erst bei 4 oder weniger Schwimmern ein.

Die für das Ozeanflugzeug gewählte Anzahl von sechs Schwimmern bietet also auch bei völliger Schwimmunfähigkeit von 2 äußeren Schwimmern noch Sicherheit gegen Kentern. Diese Sicherheit wird noch weiter dadurch erhöht, daß die Flügelenden als wasserdichte Schotten ausgebildet werden.

Das Bild (Abb. 19) zeigt die Veränderungen der Konstruktions- und Nutzgewichte bei verschiedenen Flächenbelastungen.

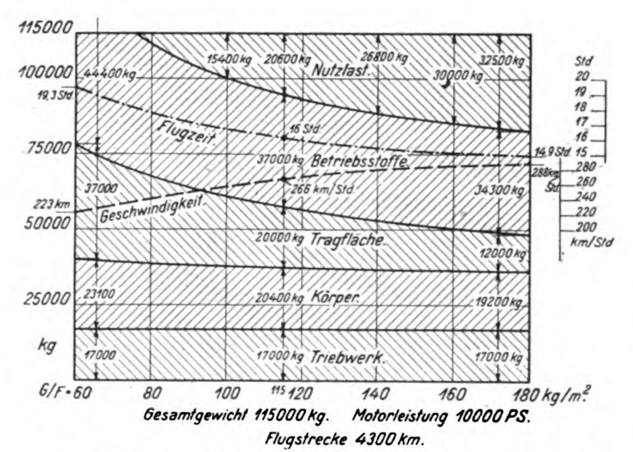


Abb. 19. Änderung der Nutzlast bei verschiedenen Flächenbelastungen.

Es wird davon ausgegangen, daß jedes einzelne der Vergleichsflugzeuge ein Gesamtgewicht von $G = 115\,000$ kg und eine Motorleistung von $N = 10\,000$ PS besitzt, und daß die bei Volleistung zurückzulegende max. Flugstrecke 4300 km betragen soll. Es ist angenommen, daß die Tragflächenbelastung von 60 bis 180 kg steigt.

Das Gesamtgewicht setzt sich aus einzelnen Gewichtsanteilen zusammen, für deren Berechnung die nachstehenden Beziehungen gelten:

1. Das Gewicht des Triebwerks ist infolge der gleichbleibenden Motorleistungen für alle Flächenbelastungen konstant und gleich dem des Ausgangsflugzeuges, welches dem durchgerechneten Entwurf entspricht.

2. Der Körper G_K, das ist das Tragwerk ohne Tragfläche, setzt sich in der Hauptsache zusammen aus den zwei äußeren und den vier mittleren, das Leitwerk tragenden Schwimmern, sowie dem Leitwerk selbst. Während das eigentliche Schwimmergewicht infolge der für alle Flugzeuge gleichen Wasserverdrängung bei allen Flächenbelastungen konstant bleibt, ist das Gewicht der das Leitwerk tragenden Schwimmerverlängerungen, sowie das des Leitwerkes, Änderungen unterworfen. Zur Bestimmung dieser Gewichtsänderungen wird davon ausgegangen, daß für Flugzeuge gleicher Längsstabilität und gleicher Steuerfähigkeit die nachstehende Beziehung Gültigkeit hat:

$$\frac{f_H \cdot r_H}{F \cdot t} = \text{konst},$$

worin bedeutet:

f_H Fläche des Leitwerkes,

r_H Entfernung des Leitwerkes-Auftriebsmittels vom Schwerpunkt des Gesamtflugzeuges.

Diese Formel besagt, daß bei den betrachteten Flugzeugen die Größe des Leitwerksmomentes stets in gleichem Verhältnis steht zur Größe des Tragflächenmomentes. Setzt man das Gewicht G_L des Leitwerks proportional seiner Fläche f_H und nimmt an, daß r_H proportional mit t sich ändert, so folgt aus der obigen Formel, wenn man für F den Wert $\frac{G}{p}$ einsetzt, wobei p die spezifische Flächenbelastung bedeutet, die Beziehung

$$G_L = C_1 \cdot \frac{1}{p}.$$

C_1 bedeutet eine Konstante, die ebenso wie die folgenden in der vorliegenden Rechnung benutzten Konstanten an Hand des völlig durchgerechneten Entwurfsbeispieles, für welches sämtliche Einzelgewichte bekannt sind, bestimmt wird.

Für das Mehr- oder Mindergewicht der das Leitwerk tragenden Schwimmerverlängerungen sind die Änderungen des Wertes r_H bestimmend, der, wie bereits gesagt, sich proportional mit der Flächentiefe t ändern soll. Es ist nun, wenn ψ das Seitenverhältnis der Tragfläche bedeutet,

$$t = \sqrt{\frac{G}{\psi \cdot p}}$$

und demnach bei gleichbleibendem Seitenverhältnis die Flächentiefe t und somit auch r_H proportional $\frac{1}{\sqrt{p}}$, also

$$r_H = C_2 \cdot \frac{1}{\sqrt{p}}.$$

Aus den verschiedenen Werten von G_L und r_H ergibt sich die Zu- oder Abnahme der Gewichte des Leitwerkes und der Leitwerkträger gegenüber dem Beispiel und daraus wieder das Gesamtgewicht des Körpers G_K für die verschiedenen Flächenbelastungen.

3. Das Tragflächengewicht G_F setzt sich aus 2 Teilen zusammen, erstens aus dem von den Biegungsmomenten abhängigen Teil wie Holmen, Streben, Diagonalen usw. — G_H — und zweitens einem Teil, der lediglich von der Größe der Tragfläche abhängig ist, nämlich der Behäutung, den zugehörigen Versteifungen usw. — G_R —.

Das Gewicht G_H wird proportional gesetzt der jeweiligen Spannweite b, die wieder bei gleichbleibendem Seitenverhältnis der Flächentiefe t proportional ist, sowie dem jeweiligen mittleren Gurtquerschnitt f.

Es gilt also

$$G_H = k \cdot f \cdot t.$$

Wird mit M_b das von dem Holm mit dem Gurtquerschnitt f aufgenommene Biegungsmoment bezeichnet, so ist, da auch der Abstand der Holmgurte sich proportional mit t ändert:

$$M_b = k_1 \cdot f \cdot t$$

daraus folgt $f = \frac{M_b}{k_1 \cdot t}$

und

$$G_H = \frac{k}{k_1} \cdot M_b = k_2 \cdot M_b,$$

also Holmgewicht proportional den Biegungsmomenten. Bezüglich M_b wird vorausgesetzt, daß für alle betrachteten Flugzeuge die Strecke a, über welche hin sich die Lasten verteilen, die gleiche sei, ferner wird zunächst angenommen, daß in allen Fällen das mittlere Biegungsmoment proportional dem größten in der Mitte angreifenden Biegungsmomente ist. Diese letztere Annahme trifft zwar nicht ganz zu, wie sich aus einer näheren Betrachtung des Verlaufes der Momentenlinien ergibt, jedoch wird der entstehende Fehler, der an den äußeren Grenzen etwa $\pm$ 10 vH beträgt, bei der Ausrechnung der Tragflächengewichte durch entsprechende Korrektur berücksichtigt.

Für das Moment in der Mitte gilt die Gleichung:

$$M_b = p\,t\,\frac{b^2}{8} - p'\,t\,\frac{a^2}{8},$$

worin p' die Belastung pro Flächeneinheit durch die auf die Strecke a verteilten Lasten bedeutet. Es ist angenähert

$$p' = p \cdot \frac{b}{a},$$

daraus

$$M_b = \frac{p\,b^2\,t}{8}\left(1 - \frac{a}{b}\right).$$

Setzt man $b = \psi \cdot t$ und $t = \sqrt{\frac{G}{\psi \cdot p}}$, so wird

$$M_b = \frac{G}{8}\sqrt{G\cdot\psi}\cdot\frac{1}{\sqrt{p}} - \frac{a\,G}{8} = c_1\,\frac{1}{\sqrt{p}} - c_2.$$

Hieraus folgt

$$G_H = k_2\left(c_1\,\frac{1}{\sqrt{p}} - c_2\right) = c_3\,\frac{1}{\sqrt{p}} - c_4.$$

Für den Wert G_R, der proportional der Flächengröße sich ändert, gilt:

$$G_R = r \cdot F = r\,\frac{G}{p} = c_5\,\frac{1}{p}.$$

Somit ergibt sich für das Flügelgewicht die Gleichung

$$G_F = G_H + G_R = c_3\,\frac{1}{\sqrt{p}} - c_4 + c_5\,\frac{1}{p}.$$

4. Zur Errechnung der in Frage kommenden Betriebsstoffmenge ist die Bestimmung der verschiedenen Fluggeschwindigkeiten und daraus die Errechnung der benötigten Flugzeiten erforderlich.

Es wird zunächst der Wert der Flugzahl $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ nach der bekannten Formel

$$\frac{c_a^3}{c_w^2} = \frac{(G)^2}{N}\cdot\frac{(G)}{F}\cdot\frac{2\,g}{75^2\,\eta^2\cdot\gamma}$$

unter Annahme eines Wirkungsgrades von $\eta = 0{,}8$
und einer Flughöhe von 4000 m entsprechend $\gamma = 0{,}815$
für die verschiedenen Flächenbelastungen berechnet.

Aus der Polaren, die für alle Flugzeuge mit den verschiedenen Flächenbelastungen als gleich angenommen wird, lassen sich dann die zu der errechneten Flugzahl gehörigen Werte von c_a entnehmen und daraus die Fluggeschwindigkeiten am Flugbeginn für die verschiedenen Flächenbelastungen berechnen. Es wird dann weiter vorausgesetzt, daß diese Fluggeschwindigkeit während der Dauer des ganzen Fluges konstant bleibt, obwohl in Wirklichkeit infolge der Abnahme der Belastung durch verbrauchten Brennstoff und der dadurch bedingten geringeren Flächenbelastung eine geringe Erhöhung der Geschwindigkeit eintritt. Diese Erhöhung beträgt jedoch, wie sich aus anderweitigen Berechnungen ergibt, am Flugende nur ca. 3 vH. Dieser Zuwachs ist so gering, daß er ohne merkliche Fehler bei den vorliegenden Betrachtungen außer acht gelassen werden kann.

Aus der Geschwindigkeit ergibt sich dann die jeweils für eine Strecke von 4300 km benötigte Flugzeit und daraus unter Zugrundelegung eines Einheitsbetriebstoff-Verbrauchs von 0,23 kg/PSh die mitzunehmende Betriebsstoffmenge.

5. Die noch verbleibende Nutzlast, aus der sich die Anzahl der Passagiere und der Frachten bestimmt, ergibt sich als Differenz aus dem Gesamtgewicht und aus den Gewichten unter 1 bis 4.

Für das Entwurfsflugzeug, das dem Vergleich zugrunde gelegt wird, gelten folgende Werte:

$G = 115\,000$ kg
$G_F = 20\,000$ kg
$G_H = 10\,000$ kg
$G_R = 10\,000$ kg
$G_K = 20\,400$ kg
$p = 115$ kg/m²
$\sqrt{p} = 10{,}7$
$a = 56$ m
$\psi = 8{,}55$
$t = 11$ m
$G_L = 1\,800$ kg
$r_H = 28$ m
Gewicht pro 1 m Länge der Leitwerksträger = 100 kg.

Es sei ein Beispiel für $p = 100$ kg/m² durchgerechnet.

I. Triebwerk: Das Gewicht ist konstant = 17000 kg.

II. Körper:

Die Konstanten bestimmen sich wie folgt:

$C_1 = G_L \cdot p = 1800 \cdot 115 = 207\,000$

$C_2 = r_H \cdot \sqrt{p} = 28 \cdot 10{,}7 = 300.$

Es ist also das Leitwerkgewicht:

$$G_L = \frac{C_1}{p} = \frac{207\,000}{100} = 2070 \text{ kg}.$$

Das Mehrgewicht: 2070—1800 = 270 kg.

Der Leitwerkshebelarm erhält den Wert:

$$r_H = \frac{C_2}{\sqrt{p}} = \frac{300}{10} = 30.$$

Also der Längenzuwachs 30—28 = 2 m
und der Gewichtszuwachs 2 · 100 = 200 kg.

Demnach das Gesamtkörpergewicht:

$G_k = 20\,400 + 270 + 200 = 20\,870$ kg = ca. 20900 kg.

III. Tragflächengewicht G_F:

Die Konstanten bestimmen sich wie folgt:

$$c_1 = \frac{G}{8}\cdot\sqrt{G\cdot\psi} = \frac{115000}{8}\sqrt{115000\cdot 8{,}55} = 14\,230\,000,$$

$$c_2 = \frac{A\cdot G}{8} = \frac{56\cdot 115000}{8} = 805000,$$

$$M_b = c_1\,\frac{1}{\sqrt{p}} - c_2 = \frac{14\,230\,000}{10{,}7} - 805\,000 = 525\,000,$$

$$k_2 = \frac{G_F}{M_b} = \frac{10000}{525000} = 0{,}01906,$$

$$c_3 = k_2 \cdot c_1 = 0{,}01906 \cdot 14230000 = 271\,500,$$

$$c_4 = k_2 \cdot c_2 = 0{,}01906 \cdot 805000 = 15\,330,$$

$$c_5 = G_R \cdot p = 10000 \cdot 115 = 1150000.$$

Somit die Gleichung für das Tragflächengewicht:

$$G_F = \frac{271\,500}{\sqrt{p}} + \frac{1\,150000}{p} - 15\,330.$$

Es ist also

$$G_F = \frac{271\,500}{10} + \frac{1\,150000}{100} - 15\,330 = 23\,320.$$

Die erforderliche Korrektur für $p = 100$ kg/m² beträgt, wie aus dem Verlauf der Momentenlinie ermittelt wurde, 2,8 vH, so daß das endgültige Tragflächengewicht den Wert:

$G_F = 23\,320 \cdot 0{,}972 = 22\,990$ kg = ∼ 23000 kg

annimmt.

IV. Betriebsstoffgewicht:

Es ist

$$\frac{c_a^3}{c_w^2} = \left(\frac{G}{N}\right)^2\cdot\left(\frac{G}{F}\right)\frac{2\,g}{75^2\cdot\eta^2\cdot\gamma} = \frac{11{,}5^2\cdot 100\cdot 2\cdot 9{,}81}{75^2\cdot 0{,}8^2\cdot 0{,}815} = 89.$$

Aus der Polaren ergibt sich hierzu gehörig: $C_a = 0{,}475$,

hieraus $V = 3{,}6\sqrt{\frac{100\cdot 19{,}62}{0{,}475\cdot 0{,}815}} = 256$ km/h.

Flugdauer für 4300 km: $T = \frac{4300}{256} = 16{,}8$ h.

Betriebsstoffverbrauch: 16,8 · 10000 · 0,23 = 38700 kg.

Es beträgt die Summe von I bis IV:

$17000 + 20900 + 23000 + 38700 = 99600$ kg.

Es verbleibt also mitnehmbare Nutzlast:

$115000 - 99600 = 15400$ kg.

Aus den auf Grund der obigen Berechnungen aufgezeichneten Tafeln erweist sich zwangsläufig, daß es von größter Wichtigkeit ist, mit großen Tragflächenbelastungen zu arbeiten.

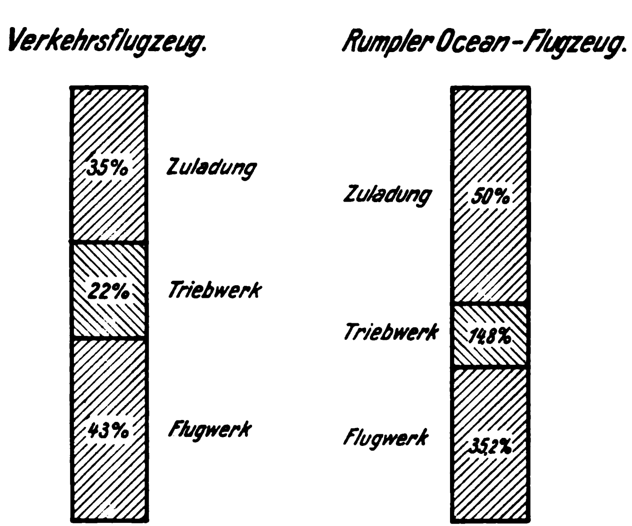


Abb. 20. Vergleich der Gewichtsverteilung mit normalem Flugzeug.

Wenn die Tragflächenbelastung sich verdreifacht, sinkt das Gewicht der Tragflächen auf weniger als ⅓ und das Betriebsstoffgewicht im Verhältnis von ca. 4:3.

Bei etwa 75 kg Tragflächenbelastung, gibt es überhaupt keine Nutzlast mehr.

Die günstige Auswirkung der hohen Flächenbelastung zeigt auch das folgende Lichtbild, das einen Gewichtsvergleich zwischen einem normalen Verkehrs-Flugzeug und dem Trans-Ozeanflugzeug wiedergibt, s. Abb. 20.

Für das Verkehrsflugzeug ist eine Gewichtsverteilung eingesetzt, wie sie bei den jetzt gebräuchlichen Verkehrsflugzeugen mit 2 bis 3000 kg Fluggewicht angenommen werden darf. Die Gewichtsverteilung beim Ozeanflugzeug zeigt eine erhebliche Vergrößerung des Anteils der Zuladung. Diese Vergrößerung ist in erster Linie auf das günstige

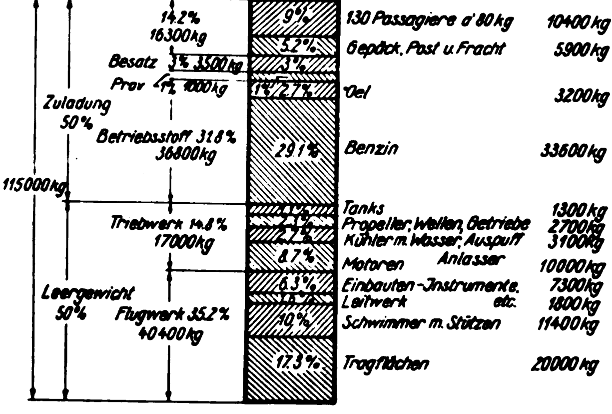


Abb. 21. Gewichtsunterteilung.

Flügelgewicht zurückzuführen, das sich aus der möglichst weitgehenden Anwendung des von mir bereits dargelegten Prinzips der »unbegrenzten Spannweite« und der hohen Tragflächenbelastung ergibt. Weiterhin errechnet sich ein Gewichtsgewinn dadurch, daß zur Aufnahme der Lasten keine besonderen Organe, wie etwa Kabinenrümpfe usw. erforderlich sind, da sämtliche Lasten im Innern der Flügel und im Innern der Schwimmer untergebracht werden.

In diesem Bild wird eine genauere Unterteilung der im vorhergehenden Bilde angegebenen Gewichte des Ozeanflugzeuges gezeigt, s. Abb. 21. Wir sehen hier die ausschlaggebende Bedeutung des Betriebsstoffgewichtes, das fast 32 vH des Gesamtgewichtes beträgt. Die zahlende Nutzlast dagegen ist etwa 14,2 vH. Ich werde mir gestatten, in einem späteren Zeitpunkt noch auf diese sehr wichtige Erscheinung zurückzukommen, um darzutun, von welch überragender Bedeutung es wäre, wenn es gelänge, das Betriebsstoffgewicht zugunsten der Nutzlast herabzusetzen.

Das folgende Bild zeigt einen Vergleich der schädlichen Widerstände bei dem Ozeanflugzeug und einem normalen Verkehrsflugzeug, s. Abb. 22.

Die Größe der für das letztere angenommenen schädlichen Widerstände entsprechen ungefähr Durchschnittswerten, die bei den bisherigen Verkehrsflugzeugen mit etwa 2 bis 3000 kg Fluggewicht Geltung haben dürften.

Die nachgerechneten schädlichen Widerstände des Ozeanflugzeuges zeigen gegenüber den reinen Flugwiderständen ein erheblich besseres Verhältnis als beim normalen Verkehrsflugzeug. Diese Verbesserung ist in erster Linie darauf zurückzuführen, daß außerhalb der Tragfläche nur die allernotwendigsten für das Fliegen und Schwimmen erforderlichen Organe vorgesehen sind und sämtliche Passagier- und Lastenräume, die sonst großen Querschnitt erfordernde Rümpfe oder Aufbauten notwendig machen, in das Innere der Tragfläche bzw. der Schwimmer verlegt sind.

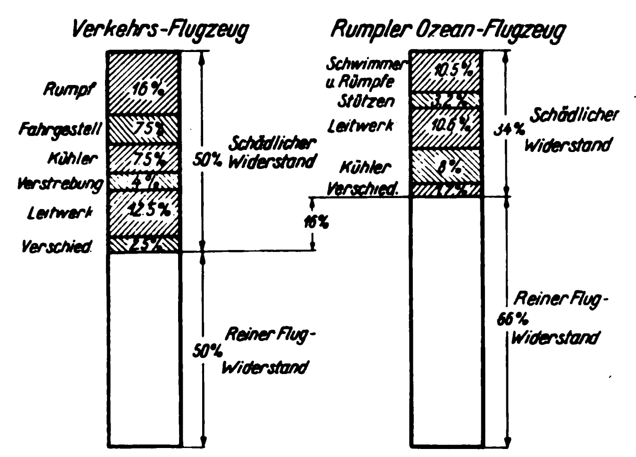


Abb. 22. Vergleich der Verteilung der Luftwiderstände mit normalem Flugzeug.

Ferner ist jeder dem Luftstrom ausgesetzte Teil in seiner Formgebung besonders sorgfältig ausgebildet. Dies bezieht sich nicht nur auf die Tragfläche, sondern auch auf die mittleren und seitlichen Schwimmer sowie auf die, die Schwimmer mit den Tragflächen verbindenden Zwischenstücke. Auch das Leitwerk ist unter den gleichen Gesichtspunkten entstanden. Daß an der ganzen Maschine kein einziges freiliegendes Kabel oder Draht vorhanden ist, versteht sich von selbst.

Dieses Bild (Abb. 23) zeigt das Verhalten des Ozeanflugzeuges im Kurvenflug. Die Nachrechnung bei verschiedenen Geschwindigkeiten und Motorleistungen erfolgt an Hand des Aufsatzes von Kann in den technischen Berichten III, Heft 7.

Als Abszissen sind die Anstellwinkel aufgetragen, mit denen jeweilig die Kurve geflogen wird, während die Ordinaten dem zugehörigen Krümmungsradius, die Geschwindigkeit und den seitlichen Neigungswinkel wiedergegeben.

Es zeigt sich, daß bei voller Zuladung und etwas gedrosselter Leistung Kurven von etwa 600 bis 700 m Radius geflogen werden können, bei Geschwindigkeiten von etwa 180 bis 230 km und einer Neigung des Flugzeuges von ca. 20°.

Es besteht sogar die Möglichkeit, mit voller Leistung noch engere Kurven gefahrlos zu fliegen, jedoch würde hierbei die Neigung bis zu 40° betragen, was mit Rücksicht auf die Fahrgäste vermieden werden muß. Am Flugende

bei erheblich verringerter Zuladung können bei einer Neigung von ca. 20° Kurven mit einem Radius von nur 400 bis 500 m durchflogen werden.

Die Überlastungen der Maschine im Kurvenflug sind außerordentlich gering und betragen bei den stärksten Neigungen nur etwa 50 vH.

Die vorstehenden Betrachtungen, unterstützt durch das Diagramm, zeigen, daß das Ozeanflugzeug ohne Schwierigkeiten in der Elbmündung, bei Plymouth, am Züricher See und auf den größeren Seen um Berlin, wie Müggelsee und Wannsee, gar nicht zu sprechen von dem Müritzsee, ohne

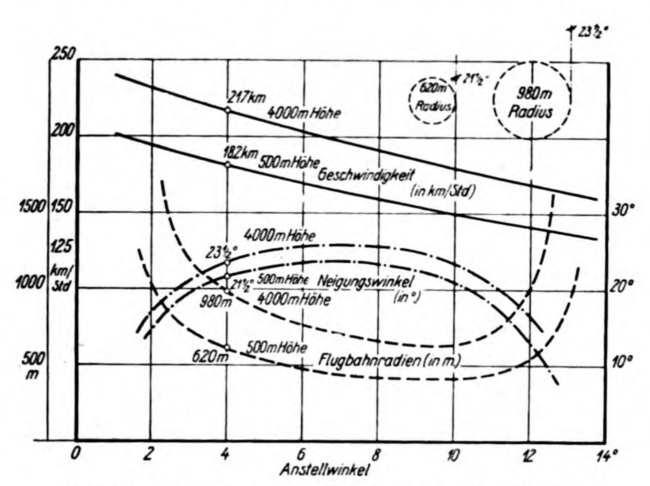


Abb. 23. Verhalten im Kurvenflug bei voller Zuladung.

Schwierigkeit kreisen kann, ohne die Wasserfläche unter sich zu verlieren. Diese Feststellung ist für gewisse, spätere Entwicklungsmöglichkeiten von besonderem Wert.

Ich gehe nun zu rein konstruktiven Fragen über und zeige zunächst in natura und im Lichtbild ein Stabmodell, das ein Schema aller Längs- und Querträger darstellt und einen allgemeinen Begriff der ungeheuer schwierigen Aufgaben gibt, die dem Statiker und dem Konstrukteur zufallen, s. Abb. 24 u. 25.

Die Haupttragkonstruktion zur Aufnahme der Biegungsmomente besteht aus 4 vertikalen Fachwerkwänden. Die beiden vorderen Wände bilden den Hauptverbindungsgang, an dem sich nach vorn die Fahrgasträume, nach hinten die Motorenkammern, Mannschafts- und sonstigen Nebenräume anschließen. Die beiden hinteren Wände bilden den Verbindungsgang für das Motorpersonal. Dieser Gang schließt vorn an die Motorkammern an. Hinten sind die Schwanzstücke des Tragflächenprofils angebaut. Die hintere Wand des vorderen Ganges und die vordere Wand des hinteren Ganges sind durch Querfachwerkverbände miteinander verbunden. Die Gänge, soweit sie im Bereich der Fahrgasträume bzw. der Motorenkammern liegen, bleiben unausgesteift, um den Verkehr nicht zu behindern. Nach den Flügelenden zu sind innerhalb der Gänge Querversteifungen vorgesehen.

Um nun im Bereich der Passagierräume und Motorenkammern Querverbände zwischen dem vorderen Teil des Flügels, dem Mittelteil und dem Schwanzteil zu schaffen, werden die Schwimmerträger als Hilfsquerverbände herangezogen, so daß trotz der offenen Gänge ein vollkommen steifes und mehrfach statisch unbestimmtes Fachwerksystem erreicht wird.

In der horizontalen Ebene werden die Felder in der Bodenfläche der Tragflächen vollkommen ausgekreuzt. Auf der Oberseite bleiben die Felder oberhalb der Motorkammer frei, um Möglichkeiten für die Einbringung der Motoren zu schaffen.

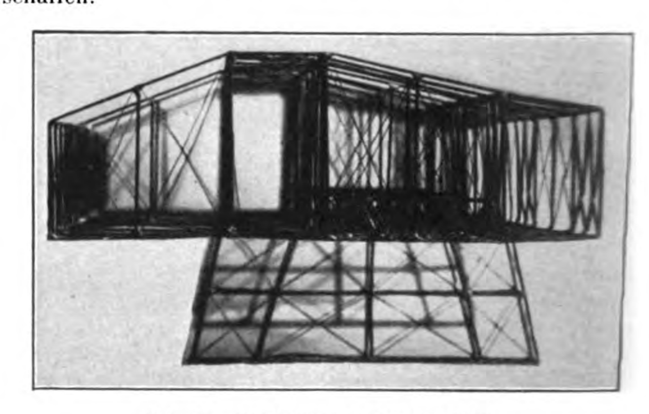


Abb. 25. Gerüstmodell Seitenansicht.

Die vor dem vorderen Hauptgang liegenden Fahrgasträume werden an das Haupttragsystem angehängt. Ein horizontaler Verband ist nur auf der Unterseite vorgesehen.

Das Bild (Abb. 26) zeigt einen der Hauptknotenpunkte an der Unterseite der Tragfläche. Die Hauptschwierigkeit bei der Schaffung einer geeigneten Konstruktion für die Hauptknotenpunkte war das Finden einer zweckmäßigen Verbindung zwischen den rohrförmigen Holmengurten und den als Profilträger ausgebildeten Streben und Diagonalen.

Die Wahl von Rohren für die Gurten erschien deswegen besonders zweckmäßig, weil bei den großen zu übertragenden Druckkräften der Rohrquerschnitt die weitaus größte Ausnutzung des Materials erlaubt, und weil ferner die Verbindung der Stoßstellen der Gurten durch Verwendung von einfachen Verschraubungen mit dem denkbar geringsten Gewichtsaufwand möglich war.

Bei Wahl von Profilträgern für den Bau der Holme wären die entstehenden Mehrgewichte durch die bei den Stößen zu benutzenden Laschenverbindungen in Anbetracht der außergewöhnlich großen Kräfte, derartig erheblich geworden, daß die Brauchbarkeit der Konstruktion in Frage gestellt worden wäre.

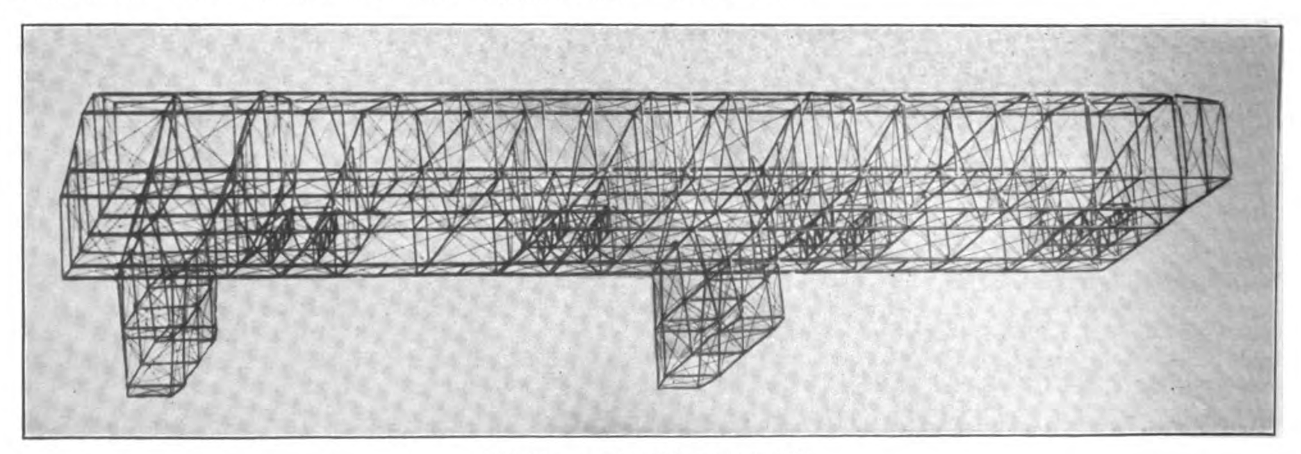


Abb. 24. Gerüstmodell Längsansicht.

Außerdem bieten die rohrförmigen Holme die Möglichkeit der bequemen Bearbeitung der Außenfläche, wodurch es ohne weiteres möglich ist, zur Kupplung der Holmteile Schraubverbindungen zu benutzen. Die Holmquerschnitte können auch gemäß den wechselnden Kräften abgestuft werden.

Die Möglichkeit auf die Rohre Außengewinde aufzuschneiden wird bei der Konstruktion der Knotenpunkte ausgenutzt. Das Verbindungsstück zwischen dem Rohr- und den Knotenblechen ist ein Leichtmetall-Gußstück, das einfach auf das Rohr aufgeschoben und durch Ringmuttern nach beiden Richtungen hin festgehalten wird. Die Weiterverbindung des Gußstückes mit den anschließenden Blech-

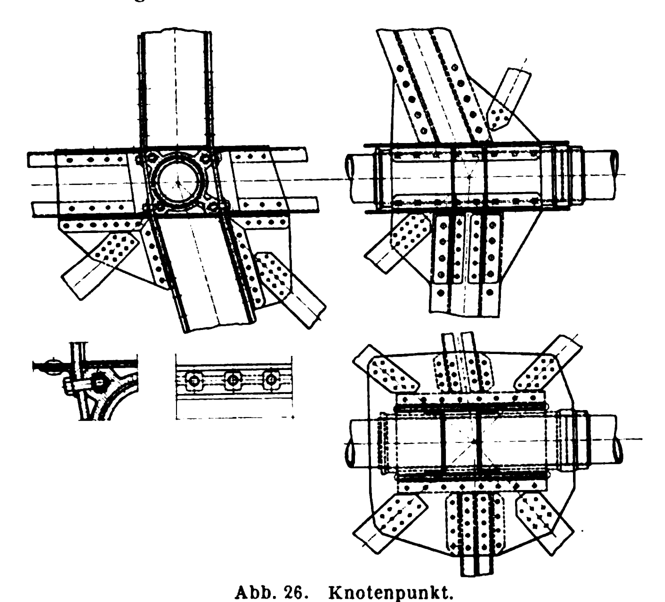


Abb. 26. Knotenpunkt.

oder Walzteilen erfolgt durch Schrauben, die bequem von außen eingeführt werden können und deren Gewinde in besondere, in das Leichtmetallstück eingegossene, eiserne Mutterstücke eingreift. Zwecks bequemer Arbeit bei Herstellung des Leichtmetall-Gußstückes sind sämtliche in einer Reihe liegende Mutterstücke durch kleine Stege miteinander verbunden.

Die Streben und die auf Druck beanspruchten Diagonalen werden als besondere kleine Fachwerkträger ausgebildet, während für die auf Zug beanspruchten Diagonalen einfache, versteifte Zugbänder Verwendung finden.

Bei Durchkonstruktion des Knotenpunktes ist weiterhin streng darauf geachtet worden, daß sämtliche zusammengehörenden Kräfte sich in einem Punkte schneiden, wodurch zusätzliche Momente vermieden werden. Ferner ist bei Kräften, die über die Knotenpunkte hinweglaufen, dafür Sorge getragen, daß diese Kräfte durch die Knotenbleche ohne Unterbrechung weitergeleitet werden. Um dies durchzuführen, war es stellenweise notwendig, an Kreuzungen die Bleche auszuschneiden, um andere durchstecken zu können.

Die hier gezeigte Knotenpunktkonstruktion, die abgesehen von den an den verschiedenen Stellen verschiedenen Abmessungen, ganz allgemein angewendet wurde, gehört zu jenen technischen Problemen, die in wissenschaftlicher Beziehung wenig, in konstruktiver Beziehung aber einen ungeheuren Aufwand an Arbeit verursacht haben. Sie stellen das Endergebnis einer großen Reihe konstruktiver Studien und Entwürfe dar.

Von besonderer Bedeutung ist es, daß der Hauptbaustoff für Trans-Ozeanflugzeuge, das hochwertige Aluminium, ohne Schwierigkeiten und zu einem angemessenen Preise zu erhalten ist.

Dem bis vor kurzem im Metallflugzeugbau noch allein bestehenden Duralumin sind ähnliche Aluminiumlegierungen an die Seite getreten, deren bedeutendstes »Lautal« ist.

Die Festigkeitseigenschaften dieser Fabrikate bewegen sich in annähernd den gleichen Grenzen.

Für die Verarbeitung dieser Legierungen jedoch ist es von größtem Wert, die typischen Vergütungsweisen genau zu kennen.

In der ersten Phase der Vergütung weisen die beiden Typen Dural und Lautal keinen Unterschied auf. Sie werden bei ca. 500° geglüht und im Wasser abgeschreckt. Die Legierungen vom Duralumintyp härten dann von selbst innerhalb von 5 Tagen. Die Verfestigung findet hauptsächlich innerhalb der ersten 12 Stunden statt und nimmt während der folgenden Tage nur noch langsam zu.

Die Legierungen vom Lautaltyp können infolge des Mangels an Magnesium nicht von selbst härten, sondern werden nach dem Abschrecken im Öl- oder Luftbade bei 120° verfestigt.

Daraus ergibt sich, daß beispielsweise Duraluminblech- oder -band, wenn es mit verhältnismäßig geringem Radius zu Konstruktionsteilen gebördelt werden soll, infolge der durch Magnesium bedingten Selbsthärtung, die die Biegefähigkeit erheblich herabsetzt, unmittelbar vor Ausführung der Bördelung bei ca. 500° geglüht und abgeschreckt werden muß, falls man eine nachträgliche Veredelung im Glühbade vermeiden will.

Die Bleche aus Legierungen vom Lautaltyp härten nach Abschrecken nicht von selbst nach und können also beliebig lange lagern, ohne an Biegefähigkeit zu verlieren. Infolgedessen kann der Verbraucher das Material im abgeschreckten Zustand vom Hersteller beziehen. Dieses Material, das sich außerdem durch einen hohen Grad von Richtfähigkeit auszeichnet, ist nach Beendigung der Biege- und Richtarbeiten zwecks Erreichung der Verfestigung auf ca. 40 kg/mm²

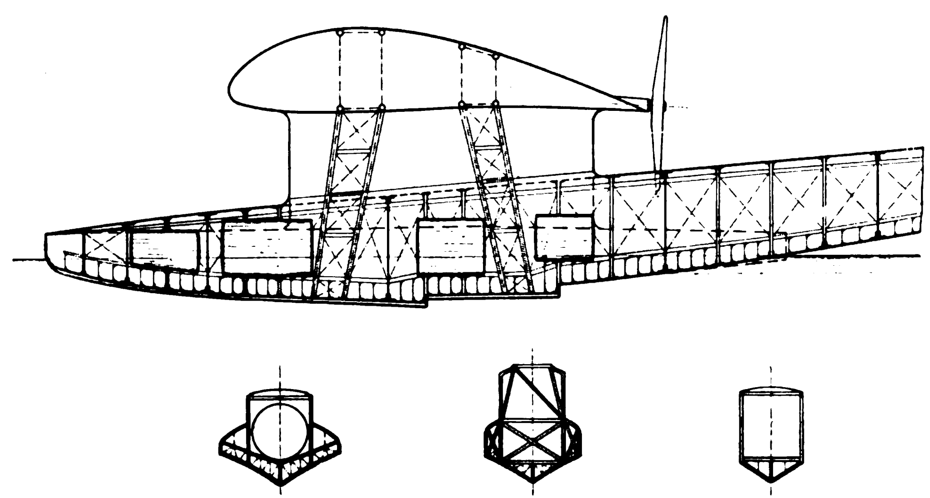


Abb. 27. Längsschnitt durch Schwimmer.

lediglich bei 120° im Öl- oder Luftbade zu härten. Die Gefahr des Verziehens ist hierbei naturgemäß erheblich geringer als bei der Behandlung im Glutbade mit nachträglichem Abschrecken.

Bei komplizierten Schmiedestücken müßte selbsthärtendes Material unmittelbar nach dem Abschrecken gerichtet werden, wenn nicht die mit der Härtung eintretende Federung einen späteren Richtprozeß unmöglich machen soll, hingegen ist bei den Materialien mit künstlicher Alterung längeres Lagern vor dem Richten zulässig.

Sehr wesentlich ist, daß das Lautal bereits zu einem Kilopreis von ca. M. 4,85 zu beziehen ist. Dieser Umstand wird ohne Zweifel auf Kosten der Holzflugzeuge den Bau der Ganz-Aluminium-Flugzeuge in hohem Maße fördern.

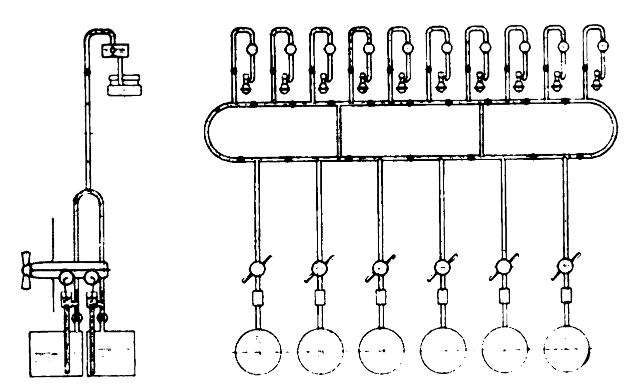


Abb. 28. Schema der Brennstoffförderung.

Das folgende Bild zeigt den **Schnitt durch Tragfläche und Mittelschwimmer**, s. Abb. 27. In der Tragfläche sind die Vorder- und die Hinterholme in Form von 4 Kreisen, die die Hauptträger darstellen, gezeigt. Die Verbindung dieser Träger mit dem Schwimmer ist ebenfalls schematisch angedeutet. Der Schwimmer ist nach dem Schotten-System ausgebildet und enthält je 4 voneinander unabhängige Benzinbehälter. Über die Art, wie diese mit den Motoren verbunden sind, werde ich später noch sprechen.

Die Unterseite der Schwimmer ist durch zahlreiche Sekundär-Träger-Konstruktionen besonders widerstandsfähig ausgebildet. Einige Querschnitte zeigen dies deutlich.

soll seine eigene Pumpe erhalten, jedoch besteht die Möglichkeit, mehrere Benzinbehälter eines Schwimmers zu einem Aggregat zusammenzuschließen, das von einem einzigen Propellerchen angetrieben wird. Die Pumpen fördern in eine für sämtliche Förderstellen gemeinsame Ringleitung. Aus ihr wird der Brennstoff den einzelnen Verbrauchsstellen zugeführt. Dadurch ist die Möglichkeit gegeben, aus jedem beliebigen Behälter an jede beliebige Stelle den Brennstoff hinleiten zu können. An den Verbrauchsstellen selbst sind kleine offene Zwischenbehälter vorgesehen, die, sobald sie gefüllt sind, durch einen Schwimmer den weiteren Zulauf abschließen. Von den Zwischenbehältern erfolgt durch natürliches Gefälle der Zulauf zu den Vergasern.

Da die Fördermenge der Brennstoffpumpen mit den jeweilig verbrauchten Brennstoffmengen in keinem Zusammenhang steht, sind an die Pumpen Überdruckventile angeschlossen, durch die, sobald der Druck in der Ringleitung eine bestimmte Höhe übersteigt, der zuviel geförderte Brennstoff in die Behälter zurückfließt. Die Druckventile der Pumpen wirken gleichzeitig als Rückschlagventile, so daß bei Aussetzen einer Pumpe ein Zurückfließen von Brennstoff aus der Ringleitung in den zur defekten Pumpe gehörigen Behälter ausgeschlossen ist.

In die Ringleitung sind zwischen je zwei Zuführungen bzw. Ableitungen Hähne eingeschaltet, mittels welcher die einzelnen Behälter abgeschaltet und bei Bruch der Ringleitung die defekten Stellen ausgeschaltet werden können.

Um bei Bruch mehrerer Stellen ein Weiterarbeiten der zwischen diesen Stellen liegenden Motoren bzw. Behälter sicherzustellen, werden in die Ringleitung noch weitere Querverbindungsleitungen eingeschaltet.

Weiterhin sind in die Zulaufleitungen zu den Verbrauchsstellen Hähne eingebaut, durch welche jede Verbrauchsstelle einzeln abgeschaltet werden kann, ohne daß dadurch das Ringsystem unterbrochen wird.

Ferner werden eine Reihe von im Lichtbilde nicht gezeigten Handpumpen vorgesehen, um im Falle des Versagens der Propellerpumpen den Brennstoff der angeschlossenen Behälter trotzdem in die Ringleitung und weiter zu den Verbrauchsstellen fördern zu können.

Durch die hier beschriebene Art der Brennstoffversorgung ist ein großes Maß von Sicherheiten gegeben.

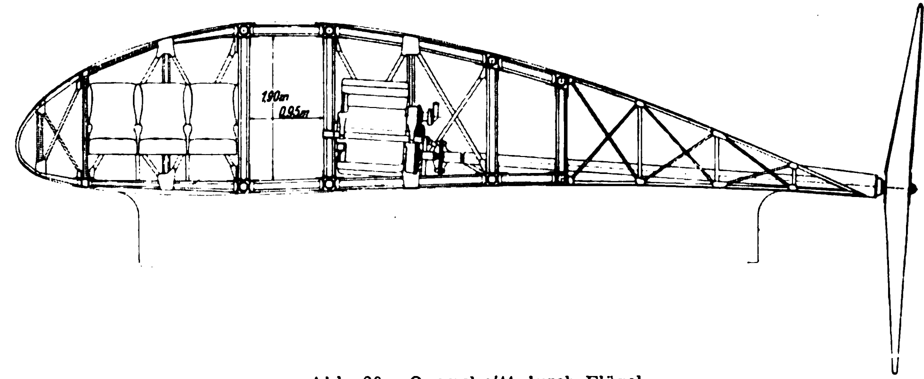


Abb. 29. Querschnitt durch Flügel.

Das wesentlichste Moment bei der in diesem Bilde, s. Abb. 28 schematisch dargestellten Brennstoffversorgung besteht darin, daß viele kleine und voneinander unabhängige Behälter vorgesehen sind. Der Brennstoff wird grundsätzlich in den Schwimmern untergebracht. In jedem der 6 Schwimmer sind je 4 Behälter eingebaut. Im ganzen sind also 24 Behälter vorhanden.

Bei der Wahl des Brennstoff-Förderungs-Systems habe ich den Standpunkt vertreten, daß unter Druck stehende Brennstoffbehälter unter allen Umständen vermieden werden müssen. Es werden daher Benzinpumpen verwendet, deren Antrieb der Einfachheit halber, und um die Saughöhe auf ein Mindestmaß herunterzudrücken, durch kleine, tief liegende Fahrwindpropellerchen erfolgt. Jeder Behälter

Dieses Bild zeigt den **Hauptschnitt durch die Tragfläche**, s. Abb. 29. Ganz vorn an der Spitze sind kleine Räume zum vorübergehenden Aufenthalt der Passagiere vorgesehen. Das nächste Stück der Tragfläche zeigt den bereits erwähnten Aufenthaltsraum für die Passagiere. Die Sitze sind nach den Normalien der Preußischen Eisenbahnverwaltung ausgeführt und können in bequeme Liegestühle umgewandelt werden. Die Aufenthaltsräume der Passagiere sind von dem folgenden Raum, dem Promenadengang, durch Schiebetüren getrennt. Diese machen aber, um das Klemmen zu verhindern, keine Parallel- sondern eine Schwenkbewegung. Der Promenadengang hat eine lichte Höhe von 1,9 m, er gestattet also die Bewegung auch besonders großer Menschen. Die Breite von 0,95 m läßt auch noch das Vorbeigehen von 2 Personen zu.

Der folgende Raum ist für die Motoren vorgesehen.

Die Motoren erhalten viele wassergekühlte Zylinder, denn die Anwendung einer großen Zahl von Zylindern erscheint im Interesse eines möglichst gleichmäßigen Drehmomentes sehr wünschenswert. Dies ist für die Propellerwelle und für den Propellerwirkungsgrad von besonderem Vorzug.

Die Propellerwelle ist untersetzt und arbeitet im Verhältnis 1 : 2 derart, daß die Motorentourenzahl 1800 und die Propellertourenzahl 900 pro Minute beträgt.

Die Konstruktion und Lagerung der Propellerwelle ist eine besonders wichtige und schwierige Frage. Ich kann sie aber nur kurz berühren. Ich muß mich darauf beschränken, mitzuteilen, daß die Propellerwelle an beiden Enden kugelig gelagert ist, so daß zusätzliche Biegungsarbeiten von ihr ferngehalten und nur reine Torsionsarbeiten durch sie geleitet werden. Ich erreiche dies dadurch, daß die Propellerwelle auf der Vorder-, der Motorseite, durch ein Hardy-Gelenk mit dem Motor verbunden und auf dem anderen Ende in einem einstellbaren Kugellager gelagert ist.

Die lange Propellerwelle ist der Gefahr der Torsionsschwingungen in besonderem Maße unterworfen. Gestützt auf die Arbeiten von Hort und Reißner wurde eine Propellerwelle ermittelt, die bei den in Betracht kommenden Tourenzahlen vollkommen schwingungsfrei bleibt. Es hat sich gezeigt, daß dies dann der Fall ist, wenn die Welle rohrförmig ausgebildet wird, und wenn der Durchmesser sehr groß und die Wandstärke des Rohres sehr klein gehalten wird.

Schließlich will ich hervorheben, daß ich aus wichtigen Gründen dem hinter den Tragflächen liegenden Propeller einen größeren Wirkungsgrad zuschreibe als dem vor den Tragflächen angeordneten. Ich halte diese Ansicht auch dann aufrecht, wenn es sich im Verhältnis zur Tragflächentiefe um relativ kleine Propeller handelt. Eingehende Versuche, die eingeleitet sind, werden über diese interessante Frage ausführlichen Aufschluß geben.

Von ganz besonderer Bedeutung ist bei den Fernflugzeugen für große Strecken der Brennstoffverbrauch.

Dieses Bild zeigt den weitgehenden Gewinn, der durch Brennstoffersparnis erzielt werden kann, s. Abb. 30.

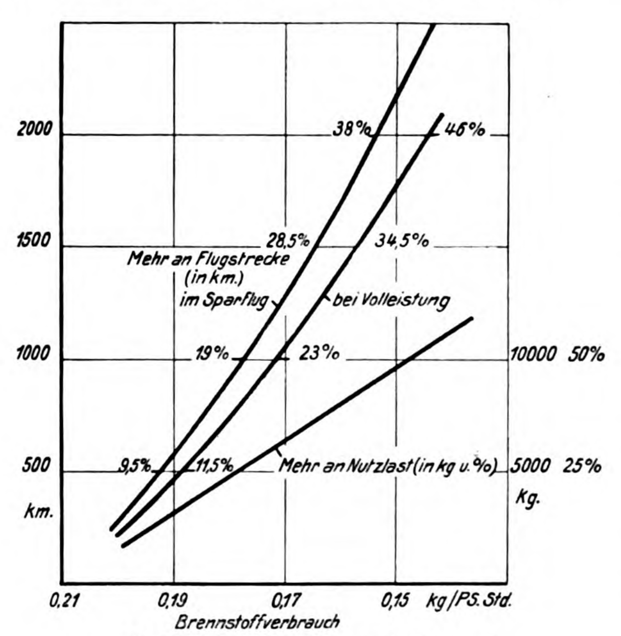


Abb. 30. Einfluß von Brennstoffersparnis.

Den Berechnungen ist zunächst ein Brennstoffverbrauch der Motoren von 0,21 kg/PSh zugrunde gelegt. Hierauf werden für eine Flugdauer von 16 h bei Volleistung die Auswirkungen bei einem spezifischen Verbrauch von 0,19, 0,17 und 0,15 kg/PSh untersucht.

Es besteht die Möglichkeit, das ersparte Gewicht zu einer Vermehrung des Brennstoffvorrats zu benutzen und hierdurch die erreichbare Flugstrecke zu verlängern. Die möglichen Verlängerungen der Flugstrecke sowohl bei Volleistung wie bei Sparflug sind im Diagramm eingetragen. Es zeigt sich, daß bei einem mittleren Brennstoffverbrauch von 0,15 kg/PSh eine Fluglänge von fast 2200 km im Sparflug, das sind etwa 43 vH, und bei Volleistung 1750 km, das sind etwa 40 vH, des sonst möglichen Flugweges gewonnen werden können.

Im Diagramm sind gleichfalls die Gewichtsersparnisse in Form einer zusätzlichen Nutzlast eingetragen. Diese sind in Kilogramm sowie in vH der ursprünglichen Nutzlast angegeben. Wir sehen, daß der Gewinn an Nutzlast von 0 ausgehend bei einem Brennstoffverbrauch von 0,15 kg fast 50 vH oder die enorme Zahl von ca. 9600 kg erreicht.

In etwas anderer Form sind im folgenden Bilde (Abb. 31) die durch Brennstoffersparnis erzielten Gewinne bei gleich-

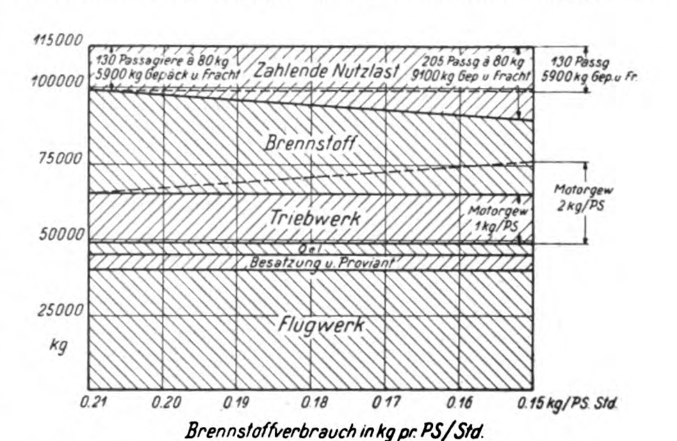


Abb. 31. Gewichtsunterteilung bei verringertem Brennstoffverbrauch.

bleibender Flugdauer von 16 h aufgezeichnet. Man sieht, daß beispielsweise die zahlende Nutzlast von 130 Passagieren und 5900 kg Gepäck und Fracht bei einem Brennstoffverbrauch von 0,15 kg/PSh auf 205 Passagiere und etwa 9100 kg gesteigert werden kann. Falls man die Nutzlast beibehält, kann eine Erhöhung des Motoreinheitsgewichtes von 1 kg/PS auf etwa 2 kg/PS ohne Mehrbelastung des Flugzeuges eintreten.

Die Motorenfrage überhaupt ist von ganz besonderer Bedeutung. Leider kann ich diese Frage aus den bereits eingangs meines Vortrages erwähnten Gründen nur ganz kurz berühren. Der Motor bildet ein Kapitel für sich.

Die richtige Wahl des Motorentyps war besonders schwierig. Es galt zu entscheiden zwischen dem Reihen-, dem V- und dem Sternmotor. Nach sorgfältiger Durchkonstruktion der verschiedenen Möglichkeiten kam ich zu dem Ergebnis, daß eine Vereinigung des Reihen- und Sternmotors zu einem Reihen-Stern-Motor die größten Erfolgsmöglichkeiten gibt. Ich habe schließlich 7 Reihen à 4 Zylinder, also einen 28 Zylindermotor gewählt. Ich habe gefunden, daß das Motorgewicht pro PS bei der von mir gewählten Anordnung bis zu dieser Zylinderzahl noch stetig im Abnehmen ist.

Der obenerwähnte Verbrauch von 0,15 kg kann bei einem guten Dieselmotor erreicht werden. Es ergibt sich somit hieraus die Notwendigkeit, der Verwendung von Dieselmotoren näherzutreten. Denn mit dem dann zulässigen Einheitsgewicht von 2 kg pro PS betriebssichere schnelllaufende Dieselmotoren zu bauen, dürfte durchaus im Bereich der Möglichkeit liegen.

Die hier zu erfüllenden Aufgaben bilden mit den Schlüssel zur Lösung des Problems des Ozean-Flugzeuges. Ich hoffe, daß die Motorenfirmen, mit denen ich im angedeuteten Sinne gemeinschaftlich den 1000 PS Flugmotor zu entwickeln beabsichtige, sich der Größe und Bedeutung der Aufgabe bewußt sind und die zur ihrer Erfüllung notwendige Großzügigkeit aufbringen werden.

Ich habe Ihnen nunmehr einen Teil der Ergebnisse meiner Arbeiten über das Trans-Ozeanflugzeug unterbrei-

tet, die bis in das Jahr 1918 zurückreichen. Oft schien es mir, als ob die immer neu auftauchenden Schwierigkeiten nicht zu überwinden seien. Ich fand aber in den ersten Jahren meiner Tätigkeit die sachkundige Unterstützung der Herren Dr. Rohrbach und Blume und jetzt die des Herrn Spiegel. Ich ergreife gern die Gelegenheit, um den Herren von dieser Stelle aus meinen verbindlichsten Dank für ihre tatkräftige Mitarbeit auszusprechen.

Ich bin mir wohl bewußt, daß meine Mitteilungen nur ein kleiner Teil dessen sind, was in der Frage des Trans-Ozeanflugzeuges gesagt werden könnte. Ich glaube auch, daß viele der Anwesenden das Gefühl haben, daß die Materie nicht erschöpft ist. Ich teile dieses Empfinden, bitte aber, die Unvollständigkeit durch den bereits erwähnten Zeitmangel erklären zu dürfen.

Ich gestatte mir noch, die Hoffnung auszusprechen, daß die weiteren Arbeiten an dem Trans-Ozeanflugzeug in ausreichender Weise von den hierzu berufenen Stellen gefördert werden. Denn ein voller Erfolg kann nur durch Zusammengehen aller Faktoren erzielt werden.

Von dem Kanalflug Bleriots im Jahre 1909 bis zum ersten gelungenen Überseeflug Europa-Amerika, bei dem mehr als hundert Menschen gleichzeitig befördert werden können, ist scheinbar ein langer Weg . . . tatsächlich aber nur ein Schritt in der gesamten Entwicklung der Flugtechnik.

Viele Köpfe in allen Kulturstaaten arbeiten an dem großen Problem. Es wäre eine Ruhmestat in der Geschichte der deutschen Flugtechnik, wenn es gelänge, dieses gigantische Werk einer Flugbrücke zwischen Europa und Amerika in Deutschland erstehen zu lassen.

Aussprache:

Dr.-Ing. Bleistein: Als fundamentale Grundsätze für den äußerst interessanten Entwurf seines Ozeanflugzeugs nennt Herr Dr. Rumpler die Betriebssicherheit und die Wirtschaftlichkeit. Besonders im Sinne dieses zweiten Punktes, der Wirtschaftlichkeit, wäre es von höchstem Reiz, einmal sine ira et studio einen Vergleich zu ziehen, wie sich über die großen Strecken von rd. 4000 km dieses neue Flugzeug zum Starrluftschiff im Verkehrsdienst stellen würde. Denn bisher vertraten ja die Luftschiffer ohne viel Widerspruch von fliegerischer Seite den Standpunkt, daß verkehrswirtschaftlich das Großluftschiff dem Großflugzeug auf ununterbrochenen Reisen über große Entfernungen überlegen ist. Gerade das geschilderte Projekt würde in seinen Größenverhältnissen ein gutes Vergleichsobjekt abgeben etwa zum ZR III, dem Schütte-Lanz-Projekt von 100000 m³ und anderen. Leider verbietet die Gründlichkeit, mit der hierbei vorgegangen werden müßte, im Rahmen der Diskussion mehr als eine Anregung nach dieser Richtung zu geben.

Ein anderes Moment reizt zwar nicht zum Vergleich, aber zu einer gewissen Analogisierung mit dem Luftschiff, nämlich die grundsätzliche Erkenntnis, daß auch im Flugzeugbau im Interesse einer Leistungssteigerung Dezentralisation aller belastenden und stützenden Kräfte notwendig ist. Diese Erkenntnis erscheint um so bedeutsamer, als hier der umgekehrte Weg eingeschlagen wurde wie im Luftschiffbau. Man hat im Luftschiffbau von vornherein auf die Dezentralisation der Kräfte größten Wert legen müssen, um bei unprallen Schiffen die Form zu wahren, bei Starrschiffen das Gewicht der Gerippekonstruktion in erträglichen Grenzen zu halten. Erst mit fortschreitender Erkenntnis und nach Ausbildung exakter Rechenmethoden konnte man dazu übergehen, stellenweise äußere Kräfte zu massieren und dennoch derart durch die Konstruktionsorgane zu verteilen, daß die Nutzlast nicht von der Totlast aufgefressen wurde. Man strebte nunmehr hier wieder nach einer gewissen Konzentration, weil die Dezentralisation nicht nur für die Bedienung vielfach recht erhebliche Unannehmlichkeiten, sondern bei gewissen Teilen direkte Nachteile, sogar Leistungsminderung mit sich brachte. Dies gilt beim Luftschiff z. B. für Leitwerk und Triebwerk.

Natürlich sind beim Flugzeug die Verhältnisse anders, das Gute wird aber auch hier wieder einmal in der Mitte liegen, und es mag mir ein gewisser Zweifel gestattet sein, ob es richtig und nötig ist, eine Maschinenanlage, als Ganzes betrachtet, in 10 einzelne Aggregate zu unterteilen, während anderseits nur 6 Schwimmer erforderlich sind. Rücksicht auf Kräfteverteilung und Betriebssicherheit leiteten Herrn Dr. Rumpler, wie er sagt, bei dieser Maßnahme. Ich möchte aber glauben, daß hierbei noch ein anderer Grund mitspricht, daß man sich nämlich scheut, in einer Zeit, in der man noch mit Motoren von 600 bis 800 PS seine Scherereien hat, ein ernst gemeintes Projekt mit einem neuen Motortyp von doppelter bis dreifacher Leistung in Verbindung zu bringen. Vielleicht gelingt es Herrn Dr. Rumpler noch, mit geringerer Gesamtleistung auszukommen und dadurch an Einzelaggregaten zu sparen, wenn er sich mit etwas geringerer Geschwindigkeit begnügen kann. Diese Frage wird aber erst zu lösen sein, wenn das vorerst allgemein gefaßte Problem sich zu einem konkreteren Verkehrsprojekt auswächst und die Reisegeschwindigkeit bestimmt wird durch die gewählte Strecke, die wirklich zur Verfügung stehende Transportlast, die Verkehrsperiode, die geforderte Reisedauer und zweckmäßige An- und Abflugszeiten.

Bleibt es dann trotzdem bei der vorgesehenen Gesamtleistung von 10000 PS, so sollte Rücksicht auf Betriebssicherheit nicht einen der Hauptgründe zu einer zehnfachen Unterteilung und Komplikation abgeben dürfen, denn wenn die größeren Einheiten gefordert und wirklich betriebssicher gebaut werden, so wird auch beim gelegentlichen Ausfall eines Motors die Höhe der Leistungsreserven niedriger sein dürfen, als in dem sehr interessanten Diagramm gezeigt wurde. Müßte man anderseits tatsächlich damit rechnen, daß schon im Laufe der ersten drei Flugstunden drei von 10 Motoren ausfallen können, so würde sich wohl niemand finden, der mit einem solchen Motortyp ein Verkehrsunternehmen aufzuziehen wagt.

Mit Hinsicht auf ausreichende Leistungsreserven scheint mir daher die Lösung der Motorenfrage nicht nur in der Schaffung größerer, betriebssichererer Einheiten zu liegen, sondern auch darin, daß die Maschine elastischer wird, als sie heute ist. Eine gewisse Überlastungsfähigkeit sollte unbedingt vorhanden sein.

Herr Dr. Rumpler sieht bereits Konstanthaltung der Motorleistung bis 4000 m durch Vorkompression vor. Zweifellos ist der Kompressor imstande, dem Motor einige der erwünschten Eigenschaften zu geben. Die Veröffentlichungen von Schwager und von Kutzbach in den TB III 5, von Noack und anderen hierzu sind bekannt. Vielversprechend in dieser Richtung scheinen Kompressoren, mit Abgasturbinen betrieben, zu sein. Leider mußten die Versuche daran in Deutschland auf Grund der Begriffsbestimmungen eingestellt werden, während das Ausland weiterarbeitete, ohne allerdings bisher restlos befriedigende Ergebnisse zu zeitigen. Inzwischen sind die Versuche jedoch auch hier wieder aufgenommen, und es sei mir gestattet, in diesem Zusammenhang als Geschäftsführer der C. Lorenzen G. m. b. H. in Berlin etwas pro domo zu sprechen und zu berichten, daß sich gegenwärtig zwei Abgasturbinen-Kompressoren der genannten Gesellschaft und ihrer Lizenznehmer in der Prüfung befinden. Ich glaube, Ihr Interesse an diesen Maschinen voraussetzen zu dürfen, und zeige Ihnen ein Versuchsmodell im Lichtbild (Abb. 32). Bei dieser Maschine ist innerhalb des Gehäuses nur ein Läufer vorhanden, der gleichzeitig als Turbinenscheibe wie als Verdichterrad dient. Die hohlen Turbinenschaufeln werden in axialer Richtung von den Auspuffgasen des Motors beaufschlagt, während durch ihre Höhlung in radialer Richtung Luft hindurchtritt, die die Schaufeln kühlt und gleichzeitig mit Hilfe des peripherial die Scheibe umgebenden Diffusors auf Druck gebracht wird.

In Abb. 33 sehen Sie dieselbe Maschine mit abgenommenem Gehäuse. Die seitlichen Füße, die die Scheibenlager tragen, sind hohl und dienen als Zuführung für die Luft.

die in das Innere des Läufers eintritt und die Schaufeln am äußeren Umfange wieder verläßt.

Derartige Kompressoren haben den wesentlichen Vorteil, daß sie nicht starr mit dem Motor verbunden zu sein brauchen, sondern an beliebiger Stelle aufgestellt werden



Abb. 32.

können und nur je eine Rohrleitung als Verbindungsorgan zwischen Motor und Turbine bzw. Kompressor notwendig wird. Die Versuche dürften in kurzer Zeit abgeschlossen sein.

Wenn nun Herr Dr. Rumpler die Motorleistung bis 4000 m konstant halten will, wenn tatsächlich eine Ausnutzung der vollen, zur Verfügung stehenden Leistung stattfinden soll, gleichgültig, ob alle 10 oder nur etwa 6 Motoren laufen, so ist stillschweigende Voraussetzung, daß Verstellpropeller benutzt werden. Über dieses Gebiet liegen auch eine ganze Reihe von Arbeiten vor: Von Prof. Eberhardt im »Motorwagen«, Reißner in der ZFM u. a. m.

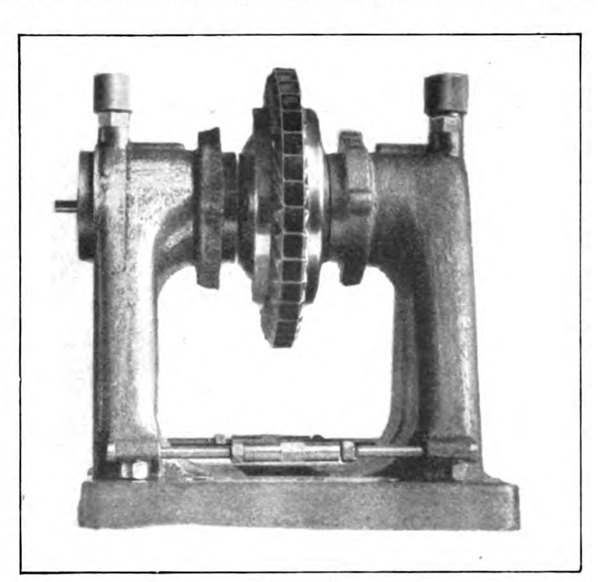


Abb. 33.

Die Versuche damit schleppten sich ebenfalls infolge der Begriffsbestimmungen in den letzten Jahren nur etwas mühselig hin, obwohl ja der Verstellpropeller für jedes, selbst das einmotorige Flugzeug, im Verkehrsdienst von größter Bedeutung ist. Noch im vorigen Monat war ich selbst gelegentlich einer Flugzeugreise beteiligter Zeuge eines Falles, bei dem für die Verkehrsgesellschaft durch das Fehlen eines Verstellpropellers ganz erhebliche Kosten entstanden. Beim Verstellpropeller genügt nun nicht die Möglichkeit willkürlicher Steigungsänderungen; bis zu einem gewissen Grade muß zur Entlastung des Führers automatische Anpassung an die Betriebsbedingungen des Motors, vor allem wenn seine Leistung bei jeder Luftdichte gleichbleiben soll, stattfinden. Gerade das vorliegende Flugzeugprojekt zeigt diese Notwendigkeit. Man stelle sich nur vor, daß 10 Propeller einzeln und ständig, den Motoren entsprechend, nachreguliert werden müßten.

Aber auch auf diesem Gebiet darf man hoffnungsvoll sein, denn gerade in der letzten Woche fanden in Adlers-

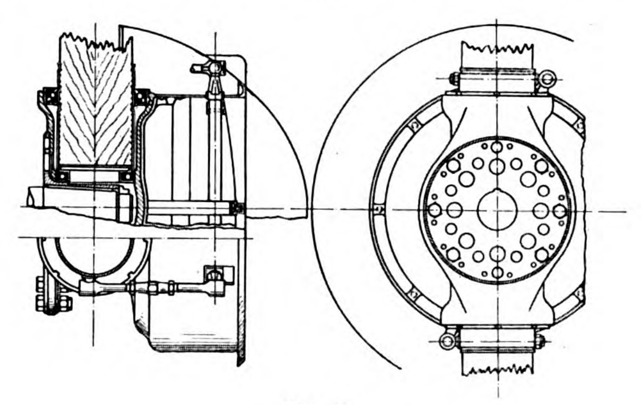


Abb. 34.

hof Abnahmeprüfungen eines Lorenzen-Propellers mit automatischer Verstellung statt, den ich Ihnen ebenfalls im Lichtbild (Abb. 34) zeigen möchte. Die Nabe besteht aus einem Metallgehäuse, in das die Flügel, um ihre Achse in Kugellagern drehbar, eingesetzt sind. In dem großen zylindrischen Teil des Gehäuses bewegt sich ein Kolben, dessen äußere Seite ständig unter Atmosphärendruck steht. Zwischen Kolben und Zylinderboden befindet sich ein abgeschlossener Luftraum, der sich beim Steigen des Flugzeugs, entsprechend der Abnahme des Außendrucks, ausdehnt und so den Kolben nach außen verschiebt. Die Bewegung des Kolbens wird durch Gestänge an den Flügeln in Drehung umgesetzt, so daß sich, der Bewegung des Kolbens folgend, die Steigung der Flügel entsprechend der Abnahme des Drucks der Außenluft vergrößert. Beim Sinken des Flugzeugs tritt selbstverständlich die umgekehrte Bewegung ein. Die Einstellung erfolgt am Boden dadurch, daß man den abgeschlossenen Luftraum mit der Atmosphäre kommunizieren

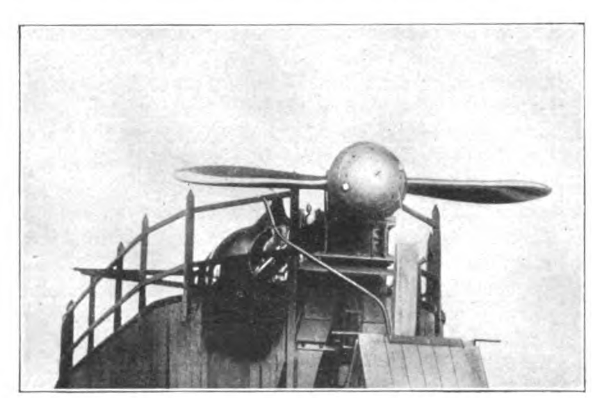


Abb. 35.

läßt und sodann wieder abdichtet. Willkürliche Veränderung der Flügelsteigung geschieht durch Verringerung oder Vergrößerung des Luftdrucks innerhalb der Dose. Die Verstellung geht derart leicht, daß sie mit dem Munde ausgeführt werden kann.

Das Bild (Abb. 35) zeigt Ihnen den Propeller auf dem Versuchsstand. Die Verstelldose ist durch eine Haube üblicher Form abgedichtet. Das dünne Rohr, wel-

ches vom Mittelpunkt der Haube ausgeht, dient zur willkürlichen Veränderung der Flügelsteigung.

Auch diese Versuche dürften bereits in allerkürzester Zeit zum Abschluß kommen. Die bisherigen Ergebnisse entsprechen den Erwartungen in vollem Maße.

Da Herr Dr. Rumpler selbst in der Lösung des Triebwerkproblems mit den Schlüssel zur Lösung seines Problems des Ozeanflugzeugs erblickt, wäre es sehr erfreulich, wenn auch diese Arbeiten mit zu seiner Erfüllung beitragen würden.

Dr. P. Perlewitz: Die meteorologisch-klimatischen Verhältnisse im Atlantischen Ozean in seiner Beziehung zum Luftverkehr hat uns Dr. Rumpler nur angedeutet; auch ich kann diese Angaben in der kurzen Zeit nur wenig ergänzen durch die schönen Beobachtungen in den letzten zwei Jahrzehnten. Hergesell und dann die Deutsche Seewarte haben noch vor der Eroberung der Luft durch Flugzeug und Luftschiff, die hohe Atmosphäre über den Ozeanen für Wissenschaft und Luftfahrt systematisch zu erforschen angefangen. Letztere hat, begünstigt durch ihre Beziehungen zu der Seefahrt und den Reedereien, Schiffe und Beobachter angewiesen und hinausgesandt, nachdem die ersten Beobachtungen von Hergesell gemacht und günstig verlaufen waren. Vor dem Kriege fanden diese systematischen Beobachtungen auf zwei langen Hin- und Herreisen durch den Atlantischen und Stillen Ozean statt, nach dem Kriege gemeinsam mit dem Aeronautischen Observatorium u. a. auf mehreren kürzeren nur durch den Nordatlantik und auf zwei Reisen auch durch den Südatlantik. An der einen der letzten nahm ich selbst teil, sie lieferte zum ersten Male für zwei Jahreszeiten Querschnitte von den Windverhältnissen bis teilweise 22 km Höhe längs des ganzen Atlantiks; die andere Reise ist die noch unterwegs befindliche große »Meteor«-Expedition.

Die Hauptergebnisse sind folgende:

1. Beide Westwindzonen steigen nach dem Äquator zu schräg an, innerhalb 10 Breitengraden bis 22 km Höhe,
2. innerhalb des Tropengürtels befindet sich eine hohe verschiebbare Westwindtrift, die 10 Breitengrade umfaßt und bis 5 km Höhe herabreicht,
3. nördliche Winde überwiegen im Nordatlantik und allgemein im Juni, südliche Winde im Südatlantik und allgemein im März,
4. Windstillen befinden sich in 1 bis 4 km Höhe über dem Passat und reichen am Äquator bis zum Boden herab,
5. stürmische Winde kommen überall und aus allen Richtungen vor,
6. über dem Passat kommt etwa gleich oft der Hergesellsche Nordwest, der Antipassat aus Südwest oder Ostwind vor,
7. in der Höhe sind die Winde sehr unregelmäßig im Gegensatz zum regelmäßigen Passat unten,
8. die Höhenwinde der Tropen stehen wahrscheinlich mit den unteren Winden in unseren Breiten im Zusammenhang,
9. der Luftaustausch in der Atmosphäre ist sehr verwickelt und wie die Meerströmungen im Atlantik unsymmetrisch,
10. die Umwandlung polarer Luft in äquatoriale und umgekehrt geht durch ein System von Zyklonen und Antizyklonen vor sich,
11. die Ständigkeit des Passats nimmt nach oben ab (Köppen). In der Ausnutzung dieser Tatsache liegt der Vorteil der wirtschaftlichen Vertikalnavigation beim Luftverkehr zwischen Europa und Südamerika.

Zwei Aufgaben werden den Meteorologen von den Luftverkehrsunternehmungen dauernd gestellt. Erstens soll der laufende Luftverkehr unterstützt werden durch schnellste Wetternachrichtenübermittlung, hauptsächlich von Nebel, Gewitter und Wind, und durch meteorologische Beratung und Vorhersage. Die Innehaltung des Fahrplans und die Sicherheit des Fluges sind die Gründe.

Die zweite Aufgabe der Meteorologen ist die, im großen Streckenflug, von 1000 km an, die wirtschaftlichsten Fahrwege nach meteorologischen Gesichtspunkten herauszusuchen, die stärksten Schiebewinde oder schwächsten Gegenwinde im voraus zu bestimmen, einmal in horizontaler Ausdehnung nach der Luftdruckverteilung, der Lage der Tiefs und Hochs auf der Wetterkarte, und anderseits vertikal nach der Windänderung mit der Höhe und Höhenwetterkarte.

Nur auf diese zweite Hauptaufgabe, die meteorologische Horizontal- und Vertikalnavigation, und zwar nur im Atlantischen Ozean, will ich hier noch kurz eingehen.

Die Wetternachrichtenübermittlung der Deutschen Seewarte ist nach Versuchen im Mai ds. Js. so weit, daß täglich die Wetterkarte vom Atlantik und fast der Nordhalbkugel durch drahtlose Bildübertragung so verbreitet kann, daß jedes Schiff auf dem Ozean oder auch Luftfahrzeug mit einfachem Apparat die Wetterkarte aufnehmen und danach seine meteorologische Horizontalnavigation vornehmen kann.

Bei den heute üblichen und wirtschaftlichsten Geschwindigkeiten der Luftfahrzeuge von 150 km und Annahme der mittleren Windstärke von nur 8 m per Sekunde dauert ein Flug mit dem Winde nur zwei Drittel solange wie bei Gegenwind. Für große Strecken ist die Windausnutzung vielleicht der entscheidendste wirtschaftliche Faktor. Der Wind kommt stets voll in Rechnung wie beim Seeschiff der Meeresstrom. Ist die Fahrzeit zu lang, so leidet nicht nur die Schnelligkeit des Verkehrs, sondern auch die Nutzlast wird Null.

Im Weltluftverkehr müssen sich die Wege den allgemeinen Windströmungslinien, auf den Ozeanen also etwa den Segelschiffswegen, anschließen, allerdings mit dem Unterschied, daß die Stillengebiete nicht wie vom Segler vermieden werden brauchen, sondern sogar ziemlich günstig sind. Das erste Flugzeug, das von Europa nach Amerika geflogen ist, ist nicht der allgemeinen Strömungsrichtung entgegen nach dem näheren Nordamerika, sondern nach Südamerika geflogen. Nur Luftschiffe sind bisher hin und her gefahren, woraus eine gewisse Überlegenheit dieser über die Flugzeuge hervorgeht. Wie das Segelschiff am wirtschaftlichsten mit dem Winde fährt, so ist es in erhöhtem Maß bei dem Luftfahrzeug der Fall.

Im Nordatlantik spielt, wie allgemein in den gemäßigten Breiten, die meteorologische Horizontalnavigation die Hauptrolle, während die Vertikalnavigation in den Tropen die wichtigere ist, wie z. B. im Verkehr zwischen den nord- und südatlantischen Küsten. Selbstverständlich ist stets beides zu berücksichtigen. Auf die hochinteressanten, aber sehr verwickelten Einzelheiten im Nord- und Südatlantik kann ich an dieser Stelle nicht eingehen; ich hebe nur einige Punkte hervor:

Über dem Nordatlantik ist die allgemeine Luftströmung, also auch der wirtschaftlichste Luftverkehrsweg, im Sinne des Uhrzeigergangs gerichtet. Daneben ist jedoch die jeweilige Lage und die Verschiebung der meteorologischen Aktionszentren: bei den Bermuda, den Azoren, bei Island, im westlichen Mittelmeer usw. zu beachten. Im südlichen Teil ist die Strömung nach Westen. Bei Westindien sind die vorwiegend von Juni bis November auftretenden tropischen Stürme richtig zu umfahren. Weiter im Norden ist die Hauptströmung nach Ost gerichtet, aber unregelmäßig. Nord- und Südstrom wechseln besonders schnell auf der Fahrt nach Westen. Die Einbruchstellen kalter polarer Luftmassen sind für ein Luftschiff von Bedeutung; dem Flugzeug bringt das Überschreiten der Polarfront ebenfalls böiges Wetter. In dem richtigen Umfahren der Tiefs und Ausweichen der lokalen Böen, Gewitter usw. besteht die Kunst und zugleich Ausnutzung der meteorologischen Horizontalnavigation.

Im Passatgürtel ist der Wind am Boden besonders stetig und das Wetter heiter. Den tropischen Zyklonen kann der meteorologische Luftfahrer ausweichen, da sie eine Fort-

pflanzungsgeschwindigkeit von nur 40 bis 80 km in der Stunde haben.

Im äquatorialen Gürtel, dem Hauptherd der Witterung auf der Erde, ist das Wetter auf einem nicht sehr breiten Bande regnerisch und gewitterhaft, nicht neblig aber diesig. Der Wind wird hier nicht abgelenkt.

Das Wetter im Südatlantik entspricht dem im Nordatlantik, doch ist es in höheren Breiten viel gleichförmiger, da hier die ständigsten Winde die Erde umkreisen und die meteorologisch wirtschaftlichste Weltluftlinie geben, die die Südspitzen der drei Kontinente verbinden.

An den Küsten des Atlantik ist der Land- und Seewind, der tägliche und der jahreszeitliche, der Monsun, zu beachten, in Westindien die Zyklonen, an der afrikanischen Küste der mit 2 vH auftretende Harmattan (Ostwind im Winter), an der brasilianischen Küste die zahlreichen Gewitter und an allen Hochküsten die verstärkten Regenfälle bei Seewind.

Das Wetter über Land in Nordamerika entspricht dem europäischen, doch sind alle Gegensätze halbmal größer. Über dem Ozean ist das Flugwetter im allgemeinen günstiger als über Land: Die Temperaturen sind ausgeglichener, die Luft ist stabiler, die Winde sind gleichmäßiger, und es gibt keine Gebirge zu überfliegen.

Über die Winde in der Höhe, die besonders für den Verkehr zwischen Europa und Südamerika günstig ausnutzbar sind, ist das Wesentlichste schon angegeben.

Luftfahrer und Flugmeteorologen müssen den Luftkörper, dem sie ihr und anderer Leben anvertrauen, gründlich nach Mittel-, häufigsten und extremsten Werten kennen und verstehen, das heißt Diagnose und Prognose stellen können.

Wie für unsere Welthandelsschiffahrt Dampfer- und Segelhandbücher ausgearbeitet worden sind, so wird es ein Ziel sein, auch solche Handbücher für Luftfahrzeuge zu schaffen.

Dr.-Ing. Bader: Gerade in der letzten Zeit habe ich mich mit der Vergrößerung der Flugzeuge eingehend beschäftigt und bin dabei zu Ergebnissen gelangt, die in offenem Widerspruch mit einer Behauptung des Redners stehen, für die er den Beweis nicht gegeben hat. Es handelt sich um die Äußerung, daß die Zuladung bei steigender Vergrößerung sehr rasch abnimmt und bei einem Gesamtgewicht des Flugzeuges von rd. 30 t verschwindet, und daß man daher bei der Vergrößerung der Flugzeuge zu einer Bauart gedrängt werde, die der Redner als »Flugzeug mit unbegrenzter Spannweite« bezeichnet. Ich kann mich bei der Erwiderung um so kürzer fassen, als ich bereits vor einigen Wochen der Schriftleitung der ZFM das Ergebnis meiner Überlegungen in Form eines kurzen Aufsatzes mitgeteilt habe, so daß ich auf diesen verweisen darf. Die zweifellos bestehende Schwierigkeit, das Wachsen des Auftriebes mit der zweiten und des Gewichtes mit der dritten Potenz der linearen Abmessungen zum Ausgleich zu bringen, läßt sich leichter überwinden, wenn man nicht von den linearen Abmessungen, sondern vom Gesamtgewicht ausgeht und alle Teilgewichte zu diesem ins Verhältnis setzt. So kommt man bekanntlich für das Flügelflächengewicht einschließlich der Abstützung mit rd. einem Sechstel der Flächenbelastung aus. Da es sich hierbei um Größen handelt, die mit der Materialfestigkeit dimensionsgleich sind (kg/cm^2), läßt sich unabhängig von der Größe des Flugzeuges und der Flächenbelastung diese Zahl als dimensionslos mit großer Wahrscheinlichkeit voraussetzen.

Um nicht allzu ungewisse weitere Voraussetzungen für die Rechnungen treffen zu müssen, habe ich für das Flugzeug die Grundform des Dornier-Flugbootes vorausgesetzt, wie sie als Libelle, Delphin und Wal bekannt ist. Hierfür ergab sich im Bereich von einer halben bis 10 t Gesamtgewicht als Rumpfgewicht 32 vH des Gesamtgewichtes, wobei für das Gesamtgewicht wieder wie oben das Fluggewicht bei fünffacher Bausicherheit vorausgesetzt wird. Dabei umfaßt das Rumpfgewicht den Bootsrumpf mit aufgesetztem Mittelstück, Motorträger, Anstrich und die gesamte Inneneinrichtung, d. h. Führersitz mit sämtlichen zur Überwachung des Flugzustandes und des Triebwerkes erforderlichen Instrumenten und Vorrichtungen, Funkanlage, Ausstattung des Gastraumes und Beleuchtung. Zur Inneneinrichtung gehört jedoch nicht die Betriebsstoffanlage, die je nach der größten erforderlichen Flugstrecke als ein bestimmter Zuschlag zum Gewicht des Betriebsstoffes selbst Berücksichtigung findet. Flügel und Rumpf zusammen machen also die Hälfte des Fluggewichtes bei fünffacher Bausicherheit aus. Darüber hinaus gehört zum Leergwicht nur noch das Triebwerk, d. h. die Motoren mit Kühler, Kühlwasser, Umlauföl und Luftschraube. Um die erforderliche Leistung und damit in zweiter Linie das Gewicht des Triebwerkes zu ermitteln, muß man zunächst eine Annahme über den Widerstand des Flugzeuges machen. Dieser läßt sich in zwei Teile zerlegen: den Widerstand des Flügels, der beim Reiseflug mit etwa einem Zwanzigstel des Auftriebes, also des Fluggewichtes, bei gegebener Bausicherheit angenommen werden muß. Darüber hinaus liefern noch die nichttragenden Bauteile einen sog. »schädlichen Widerstand«, der sich unter Elimination des Staudruckes am einfachsten als eine Art Widerstandsfläche definieren läßt. Diese Widerstandsfläche wird bei Darstellung über dem Fluggewicht als linear abhängig von diesem erkannt. Dabei geht jedoch die Gerade nicht durch den Nullpunkt, sondern schneidet die Ordinatenachse über der Abszissenachse, so daß gerade kleine Flugzeuge durch einen konstanten Betrag erheblich vorbelastet sind.

Eine gleiche Vorbelastung tritt bei den Motoren ein, deren Gewicht auch im wesentlichen linear mit der Leistung wächst, wobei jedoch die von der Leistung nur in beschränktem Maße abhängigen Teile, wie Gehäuse, Vergaser, Magnetmaschinen usw., ein von der Leistung ziemlich unabhängiges Gewicht mitbringen, durch das das Gewicht der Leistungseinheit bei kleinen Motoren stark vergrößert wird, s. Abb. 36. Zählt man nun das Gewicht des Triebwerkes zu

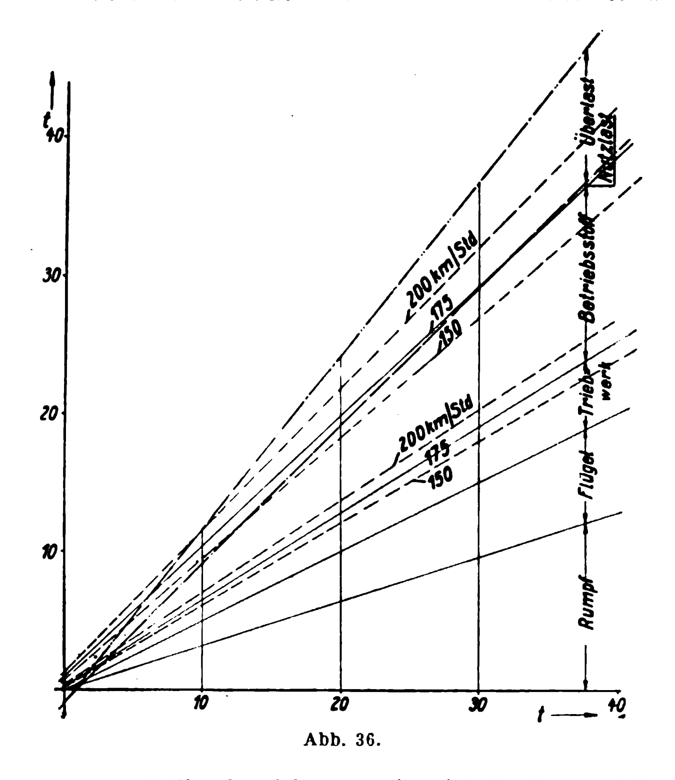


Abb. 36.

Rumpf- und Flügelgewicht, so ergibt sich das Leergewicht und läßt im Diagramm bis zu der Geraden unter 45° die bei fünffacher Bausicherheit zulässige Zuladung erkennen. Hierbei zeigt sich, daß bei nur 150 km Reisegeschwindigkeit erst bei 13 t Gesamtgewicht so viel Betriebsstoff an Bord genommen werden kann, daß auch die größte Überseestrecke Kap-Verde-Inseln, Fernando Noronha beim Flug

nach Südamerika zurückgelegt werden kann. Oberhalb dieses Gesamtgewichtes ergibt sich für diese Geschwindigkeit zunehmende Nutzlast mit Vergrößerung des Flugzeuges. Bei größeren Reisegeschwindigkeiten kann erst durch eine gewisse Überlastung Nutzlast an Bord genommen werden. Diese Überlastung ist statisch etwa durch einen Rückgang auf vierfache Bausicherheit und aerodynamisch durch Rücksicht auf die Startfähigkeit beschränkt. Jedenfalls zeigt sich, daß mit Vergrößerung der Flugzeuge eine absolut und relativ zunehmende Zuladung auch große Flugstrecken mit Nutzlast zurückzulegen gestattet. Es liegt also gar keine Veranlassung vor, die Vergrößerung nach dem Vorgehen des Redners in der Weise vorzunehmen, daß man gewissermaßen kleinere Flugzeuge aneinanderreiht, denn bei den kleinen Flugzeugen sind die Verhältnisse hinsichtlich der Tragfähigkeit bei gegebener Flugstrecke ungünstiger als bei großen. Nur die einfache Vergrößerung gibt Aussicht, die für die Überquerung erforderlichen Betriebsstoffmengen neben einer nennenswerten Nutzlast an Bord nehmen zu können.

Ing. F. Z. Diemer: Ich möchte auf die Ausführungen des Herrn Vortragenden über die von ihm gewählte Schwimmeranordnung zurückkommen, deren Seefähigkeit m. E. zu günstig beurteilt wird.

Da die Diskussion über die Beanspruchungen bei Fortbewegung gegen den Seegang durch die grundsätzliche Forderung, daß Starts und Landungen parallel zu den Wellenkämmen erfolgen sollen, ausgeschaltet wird, so beschränke ich mich darauf, zu letzterer Frage Stellung zu nehmen.

Fliegerisch muß man den vom Herrn Vortragenden schon angedeuteten Nachteil in Kauf nehmen, daß Start und Landung in der Regel mit Seitenwind erfolgen, der, wenn die Bewegungsrichtung des Flugzeuges, wie gefordert wird, einen Winkel mit den Wellenkämmen bildet, mehr achterlicher als Dwars einkommt. Die ohnehin schon hohe Startgeschwindigkeit von ca. 130 km pro Stunde wird also noch vermehrt. Der Start, der bei der gewählten hohen Leistungsbelastung von 11,5 kg/PS und einer Bauzahl (Wurzel aus Flächenbelastung × Leistungsbelastung) von 133 schon äußerst zweifelhaft erscheint, wird noch weiter erschwert und verlängert. Wenn es dem Flugzeug überhaupt gelingen wird, aus dem Wasser zu kommen, so wird der Start auf jeden Fall sehr lang, und das Flugzeug ist daher länger als andere Seeflugzeuge den harten Beanspruchungen des Seegangs bei hoher Geschwindigkeit ausgesetzt.

Das Landen mit dem starken Seitenwind, denn nur um solchen handelt es sich, da bei leichtem Wind meist auch kleiner Seegang, auf den man keine Rücksicht zu nehmen hat, herrscht, ist mit einem Flugzeug der geschilderten Bauart besonders schwierig. Infolge der Abdrift nach der Seite setzt das Flugzeug nicht in der Richtung der Flugzeugslängsachse auf, sondern in einem Winkel, der bei 10 m Seitenwind und der vom Herrn Vortragenden genannten Landegeschwindigkeit von 130 km bereits ca. 15° beträgt. Die Schwimmkörper und deren Stützen werden also außerordentlich starken plötzlichen Beanspruchungen quer zur Flugrichtung ausgesetzt.

Bei solchen Landungen mit Seitenwind ist ein Flugzeug mit einem Schwimmkörper mit zentraler Gewichtsanordnung bedeutend im Vorteil, denn der Flugzeugführer kann dadurch, daß er das Flugzeug durch Schräglegen gegen die Windrichtung etwas abrutschen läßt, die seitliche Abdrift gegen die Wasseroberfläche ausgleichen und im letzten Augenblick vor dem Aufsetzen das Flugzeug wieder aufrichten. Ein Aufsetzen mit geringer seitlicher Schräglage ist überdies durchaus unbedenklich. Anders verhält sich das Vielschwimmerflugzeug. Dieses hat ein um ein Vielfaches größeres Trägheitsmoment um die Längsachse. Bezeichne ich mit ε die durch Querruderausschlag erzielbare Winkelbeschleunigung, mit M das durch die Querruderbetätigung erzeugte Moment, mit J das Trägheitsmoment, so gilt $\varepsilon = \frac{M}{J}$. Die Steuerwirkung ist also umgekehrt proportional dem Trägheitsmoment. Ein schnelles Aufrichten aus einer seitlichen Schräglage ist deshalb bei dem Vielschwimmerflugzeug nicht möglich. Sowie es aber beim Aufsetzen seitlich nicht völlig parallel zur Wasseroberfläche liegt, taucht der äußerste Schwimmer zuerst ins Wasser und muß nicht nur die ganze Wucht des ersten Landungsstoßes aufnehmen, sondern verursacht gleichzeitig ein [illegible]tiges Drehmoment um die Hochachse, wodurch die Maschine plötzlich herumgerissen wird. Ernstliche Beschädigungen sind dabei wohl kaum vermeidbar.

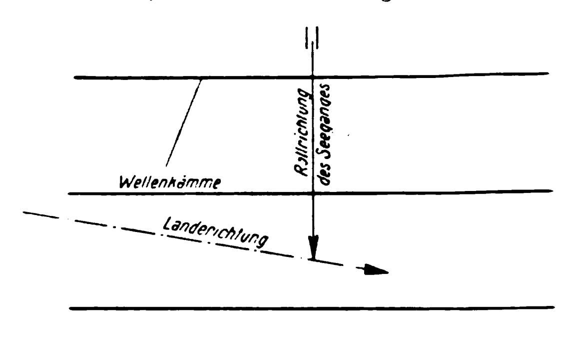


Abb. 37.

Das Starten und Landen mit Seitenwind ist also, ganz abgesehen vom Seegang bei einem derartigen Flugzeug noch ein ungelöstes Problem, dessen Schwierigkeit vielleicht zu gering eingeschätzt wird.

Das Verhalten beim Rollen im Seegang muß vor allem nach dynamischen Gewichtspunkten betrachtet werden. Es ist mir nicht bekannt, von welchen Voraussetzungen der Herr Vortragende ausgegangen ist, als er das zulässige Maß der an die Tragfläche weiterzuleitenden Beanspruchungen bestimmte. Ich möchte daher noch auf einige Punkte, die in dem Vortrag nicht berührt wurden, hinweisen. Da ist zunächst zu beachten, daß der Seegang praktisch nie vollkommen gleichmäßig ist und nur aus einer Richtung kommt. Es ist vielmehr stets mindestens eine in anderer Richtung wie der durch den herrschenden Wind verursachte Seegang rollende Dünung vorhanden. Durch die Interferenzerscheinungen der verschiedenen durcheinander rollenden Wellenbewegungen entstehen sehr unregelmäßige Gebilde auf der Wasseroberfläche, wo ruhigere Stellen mit besonders steilen und hohen Wellenbergen abwechseln. Die theoretische regelmäßige Wellenbildung mit parallelen Kämmen, die etwa im Grundriß wie Abb. 37 aussehen würde, kommt nicht vor. Praktisch wird sich bestenfalls ein Bild nach Abb. 38 ergeben. Die allgemeine Rollrichtung des Seeganges und die ungefähre Parallelität der Wellenkämme ist vorhanden, aber die langen Wellenzüge sind mehr oder weniger stark in einzelne Berge aufgelöst. Im Querschnitt bilden die Wellen, wie durch photo-

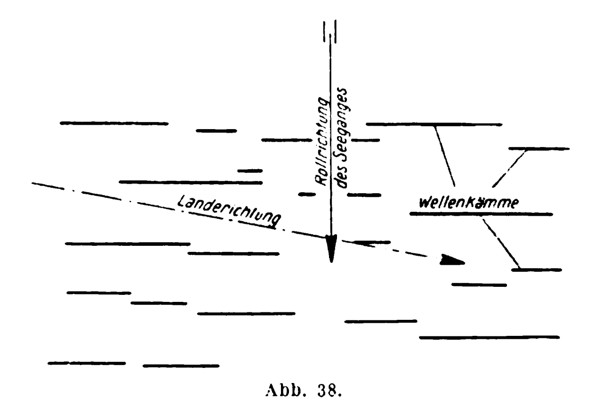
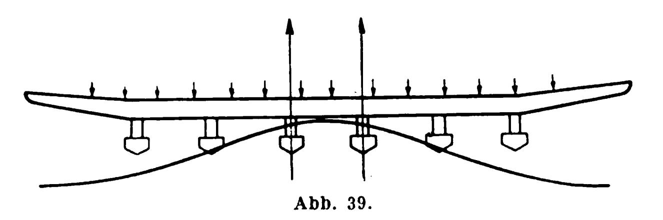


Abb. 38.

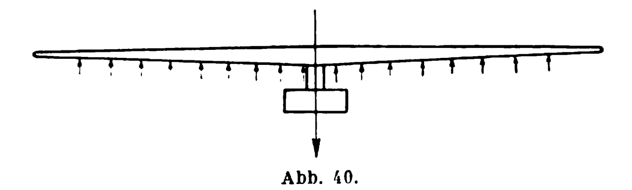
grammetrische Messungen nachgewiesen wurde, auch nie die regelmäßige Trochoidenkurve, die den vom Herrn Vortragenden gezeigten Abbildungen zugrunde liegt, sondern zusammengesetzte, unregelmäßige Kurven.

Bei einer derartigen Gestaltung des Seegangs, die keineswegs als ein besonders ungünstiger Fall, sondern als normal zu betrachten ist, ist es nun auch bei Landung parallel zu den Wellenkämmen und unter Einhaltung des richtigen Winkels zur Berücksichtigung der Fortschrittsgeschwindigkeit der Wellen nicht möglich für eine längere Rollstrecke die relative Lage des Flugzeugs zu Wellenberg und Wellental einigermaßen gleich zu gestalten. Stark wechselnde Beanspruchungen auf die Schwimmer lassen sich daher auch durch Landen parallel zu den Wellenkämmen nicht vermeiden. Während das Einschwimmerflugzeug sich im Seegang als Ganzes den Bewegungen des Wassers anpassen kann und bei hoher Geschwindigkeit schlimmstenfalls unter gelegentlichen Sprüngen über die Wasseroberfläche gleitet, läßt es sich bei dem Vielschwimmerflugzeug nicht vermeiden, daß zuweilen auch bei hoher Geschwindigkeit ein einzelner Schwimmer tief ins Wasser gedrückt wird, wenn er gerade gegen einen Wellenberg anrollt, denn er kann nicht ausweichen und wird durch das übrige Flugzeug sozusagen zwangsläufig geführt. Wenn also beispielsweise bei einer nahe der Startgeschwindigkeit liegenden Geschwindigkeit, die einem Staudruck von ca. 75 bis 80 kg/m² in der Luft entspricht, ein Schwimmer unterschneidet, so wird er im Wasser, dessen Dichte 800mal größer als die der Luft ist, einer Strömung von über 60000 kg/m² Staudruck plötzlich ausgesetzt. Ich halte es für ausgeschlossen, daß sich ein Schwimmerkörper konstruieren läßt, der auch nur einen Bruchteil der damit verbundenen Beanspruchungen aushält. Ein solches gelegentliches Unterschneiden eines Schwimmers kann bei diesem Flugzeug aber schon bei Seegang 3 eintreten, der auch auf geschützten Gewässern, die man zum Starten und Landen ja bevorzugen wird, öfters vorkommt. Auf offener See ist das Flugzeug bei jeder Landung aufs äußerste gefährdet. Nebenbei sei noch darauf hingewiesen, daß die einem unterschneidenden Schwimmer benachbarten Propeller ebenfalls das Wasser berühren und dadurch zerstört werden.

Beim Treiben im hohen Seegang treten Verhältnisse auf, die die in der Luft durch die gewählte Lastverteilung erzielten statischen Vorteile zum Teil wieder aufheben. Ich komme auf das gezeigte Bild zurück, wo das Flugzeug auf dem Gipfel des Wellenberges schwamm. Hier schweben die beiden Seitenschwimmer in der Luft. Die beiden mittleren Schwimmer sind vollkommen untergetaucht. Da ihr Reservedeplacement anscheinend größer ist als die Verdrängung, so entlasten sie offenbar noch ziemlich bedeutend die beiden benachbarten Schwimmer. Das Gesamtgewicht wird also in der Hauptsache vom mittleren Schwimmerpaar getragen (Abb. 39). Damit ist der Belastungsfall im


Abb. 39.

wesentlichen eine Umkehrung der Verhältnisse, unter denen das Flugwerk des Einschwimmerflugzeuges im Fluge beansprucht wird (Abb. 40). Hier gleichmäßige Verteilung der Auftriebskräfte über den Flügel und Verlegung eines großen Teils der Gewichte in die Mitte; dort gleichmäßige Verteilung der Gewichte über die Spannweite und Konzentrierung der Auftriebskräfte nahe der Mitte. Der Momentenverlauf wird in beiden Fällen ähnlich sein. Während aber die Luftkräfte verhältnismäßig weich angreifen, treten die Beanspruchungen durch das Wasser viel härter und stoßweiser auf, was man durch einen höheren Sicherheitsfaktor berücksichtigen müßte. Ich kann mir daher nicht denken, daß der Flügel des Vielschwimmerflugzeuges, wenn man auf die Beanspruchungen durch den Seegang Rücksicht nimmt, wesentlich leichter gebaut werden kann als der des


Abb. 40.

Einschwimmerflugzeuges. Für ersteres ist es noch besonders nachteilig, daß je nach der Lage zur Welle einmal die äußersten Schwimmer, ein anderes Mal die mittleren Schwimmer zum Tragen kommen, und so eine dauernde Wanderung des größten Moments und ständiger Wechsel in den Biegungs- und Torsionsbeanspruchungen des Flügels auftritt.

Zum Schluß möchte ich noch auf die Beanspruchung hinweisen, der die Schwimmer im Seegang quer zur Fahrtrichtung unterworfen werden, die bei längerem Treiben im Seegang m. E. nicht vernachlässigt werden darf. Bekanntlich beschreiben die einzelnen Wasserteilchen einer Rollwelle geschlossene Bahnen. Bei Trochoidenform der Welle werden diese Bahnen kreisförmig. Die Umfangsgeschwindigkeit an der Wasseroberfläche beträgt in m/s $3{,}925 \times \frac{\text{Wellenhöhe}}{\sqrt{\text{Wellenlänge}}}$. Für eine Wellenhöhe von 1,5 m und eine Wellenlänge von ca. 20 m, also geringer Seegang, würde sie beispielsweise 1,32 m/s betragen, bei größerem

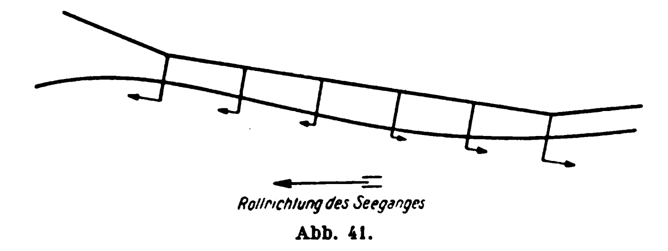


Abb. 41.

Seegang erheblich mehr. Die Bewegung der Wasserteilchen erfolgt am Wellenberg in der Rollrichtung des Seegangs im Wellental entgegengesetzt. Wenn also das Flugzeug etwa folgendermaßen (Abb. 41) in der See liegt, so wirkt auf den äußersten Schwimmer eine Strömung quer zur Fahrtrichtung, die nach der Flugzeugmitte zu abnimmt, sich dann umkehrt und schließlich bei dem gegenüberliegenden Außenschwimmer die gleiche Stärke in entgegengesetzter Richtung annimmt. Dadurch, daß diese Wirkung mit immerhin beträchtlicher Geschwindigkeit auf die Breitseite der Schwimmer in stetem Wechsel ausgeübt wird, entstehen an den Einspannungsstellen der Schwimmerstützen ganz bedeutende wechselnde Biegungsmomente, die auch den Flügel in Mitleidenschaft ziehen und hier sich mit den durch die verschiedene Tauchtiefe der Schwimmer verursachten Momenten summieren. Bei einem Einschwimmerflugzeug kann eine ähnliche Einwirkung der Oberflächenbewegung des Wassers nicht auftreten.

Ich möchte daher zusammenfassend behaupten, daß das Einschwimmerflugzeug hinsichtlich seines Verhaltens im Seegang in jeder Hinsicht einem Vielschwimmerflugzeug der gezeigten Bauart überlegen ist und daß das letztere einen ungangbaren Weg zur Erzielung hochseefähiger Flugzeuge darstellt.

Marinebaumeister a. D. Baatz: Herr Dr. Rumpler hat eingangs seines Vortrags betont, daß bei ähnlicher Bauweise bei einer Vergrößerung der Flugzeuge der Anteil der Nutzlast sinken muß und daß es deshalb notwendig wird, mit der Flächenbelastung und damit der Landegeschwindigkeit heraufzugehen, um wieder normale Verhältnisse in bezug auf die Nutzlast zu erhalten. Herr Dr. Rohrbach hat nun

vor 2 Jahren ausgeführt, daß es nicht nur möglich, sondern sogar günstig erscheint, diese Tragflächenbelastung zu erhöhen. Ähnliche Faktoren, welche bei einer Erhöhung der Tragflächenbelastung eine Rolle spielen, spielen aber auch bei der Belastung der Schwimmerunterseite während des Starts ebenfalls eine Rolle.

Voraussetzung bei diesen ganzen Überlegungen ist die verhältnismäßig hohe Leistungsbelastung, da es sich ja um wirtschaftlich vorteilhafte Flugzeuge handelt. Bei Flugzeugen mit Leistungsbelastungen unter 5 kg/PS spielt die Ausbildung des Bodens fast gar keine Rolle für den Start. Bei solchen Flugzeugen mit hoher Leistungsbelastung ist aber die Ausbildung der Schwimmerunterseite und der Seitenwand von sehr großer Wichtigkeit. Bei früheren Versuchen, die bei der Marine vorgenommen wurden, hatte sich herausgestellt, daß die Zunahme der Breite der Schwimmer nicht eine lineare Vermehrung des hydrodynamischen Auftriebs ergibt, sondern der Auftrieb wesentlich stärker wächst. Es bleibt sich also nicht gleich, und diese Tatsache wird jedem Seeflieger bekannt sein, ob ich auf Schwimmern von gleichem Volumen mit schmalen oder mit breiten Böden starte. Der breite Schwimmer ist für den Start dem schmalen erheblich an hydrodynamischen Auftrieb überlegen. Die Grenze in bezug auf Verbreiterung wird offenbar aus Festigkeits- und damit Gewichtsgründen gegeben sein. Die sich während des Startes ständig verkleinernde benetzte Fläche des Schwimmers wird dadurch, daß die Tragfläche allmählich mitträgt, entlastet, so daß schließlich nur der letzte Teil vor der Stufe trägt. Es ist also zweckmäßig, hier den Begriff der Kantenbelastung an Stelle des Begriffs der Flächenbelastung einzuführen, da, wie gesagt, die Flächenbelastung einen nicht einmal kontinuierlichen Verlauf während des Startes hat. Eine große Reihe von Versuchen ergab nunmehr, daß die Kantenbelastung bei nur einem Schwimmer ungefähr auf das 1,2- bis 1,3fache der Kantenbelastung von 2 Schwimmern steigen durfte. Wir sehen hier also ein Analogon zu den in der Luft geführten Flächen, also zu dem Problem Eindecker oder Mehrdecker. Diese Tatsache war der eigentliche Grund, weshalb auch bei verhältnismäßig kleinen Seeflugzeugen die Konstrukteure immer wieder zum Flugboot, dem Zentralschwimmersystem, zurückkehrten. Ein Boot kann eben bei demselben hydrodynamischen Auftrieb verhältnismäßig leichter gebaut werden, wie eine Reihe von Schwimmern. Wenn wir schließlich in Deutschland im allgemeinen beim Zweischwimmersystem stehengeblieben sind, so lag das daran, daß 2 Schwimmer bei kleineren Flugzeugen die bei einem Zentralboot schwer erreichbare nötige Seitenstabilität ergaben. Wie schon erwähnt, hatte die Verbreiterung der Boote mit Schwierigkeiten zu kämpfen, in bezug auf Festigkeit und erhöhtes Gewicht. Man kam daher zur Längsunterteilung des Bodens eines Zentralschwimmers durch Stufen. Der Wirkungsgrad von drei Schwimmern war bei gegebenem Auftrieb nicht mehr so günstig, als daß wir seinerzeit diese Gedanken weiter verfolgt hätten. Anderseits ist ja der Gedanke der gleichmäßigen Gewichtsverteilung entsprechend dem Auftrieb so bestechend, daß ich an den Herrn Vortragenden die Bitte richten möchte, sich darüber zu äußern, ob Versuche vorliegen, die eine Unterteilung der hydrodynamischen Auftriebsfläche günstig beurteilen lassen. Die anderen Gesichtspunkte, z. B. die Querstabilität, treten wohl bei der Wahl der Schwimmerzahl weniger in den Vordergrund, da bei großen Flugzeugen die Breite von beispielsweise Zentralschwimmkörpern eben aus Gründen des hydrodynamischen Auftriebs wohl im allgemeinen so groß sein wird, daß die Querstabilität auf jeden Fall gewährleistet ist. Natürlich wird dabei vorausgesetzt, daß eine Verletzung von diesen großen Schwimmkörpern infolge wasserdichter Unterteilung keinen allzu großen Einfluß auf die Querstabilität ausüben wird.

Ebenfalls würde ich den Herrn Vortragenden sehr dankbar sein, wenn er über die Versuche zur Kielung der Schwimmkörper etwas preisgeben würde. Wir haben für Flugzeuge mit hoher Leistungsbelastung früher nach einer großen Reihe von Versuchen eine positive oder negative Kielung nicht für zweckmäßig gehalten, da in beiden Fällen der hydrodynamische Auftrieb der Schwimmer mit fortschreitendem Kielungswinkel verhältnismäßig schnell abnahm. Daß anderseits die Kielung eine wünschenswerte Versteifung der Bodenkonstruktion mit sich bringt, ist sicher.

Über einen anderen Punkt wäre es auch interessant, von dem Herrn Vortragenden Aufklärung zu erhalten.

Wenngleich die große Zahl der Schwimmer und Motoren sehr günstig profiliert sind, wird doch eine Störung der Stromlinien um die Tragflächen herum eintreten. Wir haben selber Versuche angestellt, ob es vorteilhaft ist, einen bestimmten Flugzeugtyp mit Motoren wie beispielsweise 4 × 200 PS statt 2 × 400 PS auszurüsten. In den Vordergrund gezogen wurde natürlich die Frage, die auch Herr Dr. Rumpler in seinem Vortrag behandelt: »Ist es möglich, mit 50 vH der Leistung ein Flugzeug noch horizontal zu fliegen?« Wir haben diese Versuche sowohl mit nebeneinander liegenden Motoren als auch solche mit Tandemanordnung durchgeführt, und die Ergebnisse von Göttingen lassen die Auflösung der Leistung in viele kleine Einheiten gerade infolge der Störung der Stromlinien um die Tragflächen herum und dadurch einer Verminderung des Auftriebes nicht günstig, ja wohl in der Mehrzahl der Fälle ungünstig erscheinen. Vielleicht ist es daher dem Herrn Vortragenden möglich anzugeben, wie sich der Wirkungsgrad der Flächen mit nur wenigen Motoren zu den mit vielen Motoren und Schwimmern verhält. Berücksichtigt muß bei der Wahl von vielen kleinen Motoren dann wohl auch werden, daß das Einheitsgewicht eines starkpferdigen Motors gegenüber einem kleineren sinkt. Auch dürften die vielen kleinen Propeller, weil sie entweder vor oder hinter der Fläche sitzen müssen, durch die Tragfläche in der verhältnismäßig kleinen Propellerkreisfläche mehr gestört werden als weniger große. Alle diese Faktoren ließen bei unseren Versuchen die Überlegenheit von einer großen Reihe von Motoraggregaten gegenüber wenigen nicht erkennen. Auch in bezug auf Störungen in der Motoranlage wäre vielleicht zu berücksichtigen, daß mit der wachsenden Erfahrung in der Konstruktion und Behandlung der Motoren Versager immer seltener werden und daß schließlich eine Vielheit von Motoren auch eine größere Zahl von Fehlerquellen mit sich bringen wird. Der Rückschluß auf die älteren Verhältnisse bei der Handelsschifffahrt kann vielleicht gezogen werden. Auch hier wurde die Sicherheit der Maschinen im Laufe der Jahre so groß, daß ein Überschreiten der Zweimotorengrenze, die aus anderen Gründen angestrebt wurde, nur selten festzustellen ist.

v. Dewitz, Direktor der DVL: Ich kann mich ganz kurz fassen, da die meisten Punkte, welche ich zur Sprache bringen wollte, bereits von Dr. Diemer in einer außerordentlich erschöpfenden Weise zum Vortrag gebracht worden sind.

Ich möchte nur noch einmal darauf hinweisen, daß anscheinend gewisse Irrtümer durch die schematische Skizzierung der Struktur des Seegangs entstanden sind. In dem gezeichneten Bild nimmt die Länge des Seegangs mit der Stärke desselben zu, wodurch Herr Dr. Rumpler zu der Bemerkung veranlaßt wurde, daß die Verhältnisse für sein Flugzeug sich bei schwersten Seegängen besserten. Dies dürfte ein Trugschluß sein, denn man kann den Seegang nicht nur nach der Länge der Seen beurteilen. Man darf die in Bewegung befindliche Masse und die darin enthaltenen Kräfte nicht vernachlässigen. Es wird meistens übersehen, daß der Landestoß sich nicht nur aus Masse und Geschwindigkeit des Flugzeuges ergibt, sondern daß ebenso Masse und Geschwindigkeit der entgegenlaufenden Seen zur Größe des Landestoßes beitragen. Wie groß hierbei die Masse einer anlaufenden See angenommen werden muß, ist bislang völlig unbekannt; vielleicht kann man dieser Frage einmal experimentell zu Leibe gehen.

Ferner möchte ich noch kurz auf die Frage des Landens quer zum Seegang zurückkommen, da ich es nicht für aus-

geschlossen halte, daß die Ausführung von Dr. Rumpler zum Teil auf ein Gespräch zurückgeht, was er vor etwa Jahresfrist mit mir hatte Ich habe damals ausgeführt und bin auch noch heute der Ansicht, daß in vielen Fällen ein Landen und Starten quer zum Seegang das richtigere Manöver ist. Eine Patentlösung für ein seemännisches Manöver gibt es jedoch in der Luftfahrt ebensowenig wie in der Seeschiffahrt. Es ist die Kunst des Flugzeugführers, bei jedem einzelnen Manöver im Seegang die Verhältnisse schnell richtig zu übersehen und sein Manöver dann so anzulegen, daß das Flugzeug den geringsten Beanspruchungen ausgesetzt ist. Dies kann einmal quer zur See, einmal gegen die See und einmal in einer diagonalen Komponente am besten geschehen. Wenn ich mich des damaligen Gesprächs mit Dr. Rumpler recht entsinne, machte ich ihn auf die Vorteile des Landens und Startens quer zur See aufmerksam mit dem ausdrücklichen Hinweis, daß dies jedoch m. E. nur mit einem Flugboot möglich sei, da bei einem Zwei- oder Mehrschwimmerflugzeug ein exzentrischer Landesstoß unvermeidbar erscheine und — wie schon von Herrn Diemer ausgeführt — bei seinem Flugzeug ein Unterschneiden des Leeschwimmers unvermeidlich ist.

Ich möchte mir nun noch eine Frage an Herrn Dr. Rumpler erlauben. Er zeigte uns bei den schematischen Skizzen der Lagen seines Flugzeuges im Seegang, daß bei Start und Landung quer zum Seegang und einer mittleren Wellenlänge je nach der Lage des Flugzeuges im Wellental oder auf dem Wellenberge die äußeren oder die mittleren Schwimmer völlig untertauchen. Herr Dr. Rumpler sprach in diesem Zusammenhange sogar von dem Funktionieren der Schwimmer als U-Boot. Ich kann mir nun nicht vorstellen, daß ein Flugzeug mit einem oder mehreren untergetauchten Schwimmern überhaupt zum Start kommt, denn ich halte es für ausgeschlossen, daß es gelingt, bei dem großen Widerstand, den ein völlig untergetauchter Schwimmer bietet, durch rein hydrodynamischen Auftrieb den Schwimmer aus dem Wasser zu bringen. Es wäre interessant, wenn Herr Dr. Rumpler hierüber noch einige Ausführungen machte, wie er sich dies gedacht hat.

Dr.-Ing. Grulich: Der Vortragende, Herr Dr. Rumpler, sowohl wie einige der Herren Diskussionsredner haben auf die Schwierigkeiten hingewiesen, die bei dem Bau der Schwimmeinrichtungen bestehen, um ein so großes Flugzeug wie das des Herrn Dr. Rumpler sicher selbst bei starkem Seegang auf offener See zu starten und zu landen. Dabei hat man sich nicht darüber einigen können, ob man ein so großes Flugzeug als Flugboot oder Schwimmerflugzeug bauen soll. Während Herr Dr. Rumpler der Meinung ist, daß man das Flugzeug mit 6 Schwimmern ausrüsten soll, vertreten andere Herren den Standpunkt, daß man dasselbe besser als Flugboot bauen würde.

Ich möchte mir erlauben, Sie zu bitten, einmal diese Streitfrage von einem anderen Gesichtspunkte aus zu betrachten, und zwar von folgendem: »Ist es überhaupt notwendig, ein derartig großes Flugzeug so zu bauen, daß es selbst bei stärkstem Seegang auf offener See noch starten und landen kann?« Ich bin der Meinung, daß das nicht der Fall ist. Denn ein Trans-Ozeanflugzeug, das mit 10 Motoren à 1000 PS ausgerüstet ist, läßt sich unter allen Umständen so bauen, daß es seinen Kurs noch fortsetzen kann, selbst wenn unmittelbar nach dem Start 2 bis 3 Motoren ausfallen. Wenn das richtig ist, dann kommt eine Notlandung auf offener See überhaupt nicht mehr in Betracht. Es wäre dann nur noch dafür zu sorgen, daß das Flugzeug bei den gewollten Starts und Landungen diese auf Wasserflächen ausführt, die entsprechend geringe Tiefen haben und durch Inseln, Landzungen, Sandbänke oder Molen gegen die offene See genügend geschützt sind. Eine derartige Wasserfläche bietet in Deutschland z. B. das Stettiner Haff sowie das Kurische Haff und in Holland der Zuidersee.

Die Wassertiefe derartiger, vor starkem Seegang geschützter Meeresteile braucht schätzungsweise nicht größer als 5 bis 10 m zu sein. Sicher werden sich ähnliche Wasserflächen, z. B. innerhalb der Azoren sowohl wie bei Neufundland und in der Nähe von New York ausfindig machen lassen, so daß man also ohne weiteres beispielsweise zwischen Deutschland und Nordamerika nicht mit »voll«, sondern nur »beschränkt seefähigen« Trans-Ozeanflugzeugen würde fliegen können. Auf Grund der bisher vorliegenden Erfahrungen mit »beschränkt seefähigen« Flugzeugen dürfte es ohne weiteres möglich sein, selbst ein sehr großes Flugzeug als Schwimmerflugzeug zu bauen. Dabei scheint es mir weniger wichtig zu sein, ob dieses Flugzeug 2, 3, 4, 5 oder 6 Schwimmer bekommt. 6 Schwimmer scheinen mir trotz der Gründe, die Herr Dr. Rumpler dafür angibt, etwas reichlich viel zu sein. 2 oder 3 Schwimmer werden sicher vollkommen genügen.

Im übrigen möchte ich verweisen auf die Abhandlung: »Anforderungen an Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen«, von Karl Grulich, im Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt 1923, Heft Nr. 11 vom März 1924, S. 86 bis 90, 93 bis 98, 102, 103, 105 und 106.

Dr.-Ing. Madelung: Dr. Rumpler hat die zwar wenig dankbare, aber um so dankenswertere Aufgabe auf sich genommen, uns die Zukunft zu zeigen, so wie er sie sieht.

Daß diese Aufgabe nicht dankbar ist, wissen wir ja: Wenn man nur Gedanken vorzuführen hat, die allenfalls auf dem Papier niedergelegt sind, dann bietet man damit mehr und leichteren Anlaß zur Kritik, als wenn man über wirklich Erreichtes, zweifelsfrei Erwiesenes berichten kann. Aber dankenswert ist es doch, wenn ein namhafter Ingenieur uns einen Blick in seine Gedankenwelt gewährt, einerlei, ob alle Gedanken richtig sind. Durch die darauffolgende Diskussion wird aus der Geheimwissenschaft weniger Adepten eine kritische Forschung, die Gemeingut aller ist. Aus den vielen Diskussionen, die sich an diesen Vortrag angeschlossen haben, ist zu erkennen, wie gut das in diesem Falle gelungen ist.

Nur eines fällt auf: Die Diskussionsbeiträge beschäftigten sich alle mit Einzelfragen und ließen die Hauptfrage unberührt, und die lautet meiner Ansicht nach: Brauchen wir wirklich so große Flugzeuge? Das von Dr. Rumpler vorgeschlagene Flugzeug von 115 t Fluggewicht ist zwanzigmal größer als das größte Flugzeug, das wir zurzeit in Deutschland haben, und achtmal größer als das größte, das je geflogen ist. Ist es richtig, den Bau so großer Flugzeuge zu erstreben?

Mir scheint, daß ein Bedürfnis danach besteht, absolut große Lasten auf einmal zu befördern. Daneben geht das Bestreben, das Verhältnis zwischen der nutzbaren Transportleistung und dem damit verbundenen Aufwand möglichst günstig zu gestalten. Dr. Bader hat uns soeben erklärt, daß dieses Verhältnis auch noch bei recht großen Flugzeugen günstig sein soll. Aber auch Dr. Bader wird zugeben, daß bei immer weitergehender Vergrößerung die Verhältnisse schließlich doch wieder schlechter werden. Wir wissen nur heute noch nicht, bei welcher Größe der Bestwert liegt. Wenn aber das Bedürfnis vorliegt, noch viel größere Lasten zu befördern, was dann?

Ein solches Bedürfnis lag während des Krieges vor. Große Mengen von Bomben waren in Feindesland zu tragen. Zwei verschiedene Wege wurden dabei beschritten. Der eine war das Riesenflugzeug, bei dem die Lasten in möglichst großen Einheiten befördert wurden. Dieser Weg war aber nicht der erfolgreichste. Erfolgreicher war die Unterteilung der Last auf mehrere Flugzeuge, auf das Geschwader. Das Geschwader konnte in jeder Beziehung mehr leisten als die einzelnen Flugzeuge, aus denen es bestand, denn durch Aufgabenteilung konnten diese sich gegenseitig entlasten. Das Führerflugzeug trug den Geschwaderführer und übernahm die Navigation und das Zielen beim Bombenabwurf, die anderen Flugzeuge waren entsprechend entlastet, sie konnten auch mit leichterer Bewaffnung auskommen als außerhalb des Verbandes.

Das andere Ziel, das die Anhänger des Riesenflugzeuges, darunter auch Dr. Rumpler, anstreben, ist Sicherheit vor Luftnot, die durch Ausfallen eines Triebwerks eintritt. Zu diesem Zweck unterteilen sie die Triebwerks-

anlage in viele Einzeltriebwerke, die alle voneinander unabhängig sind. Niemand wird bestreiten, daß Sicherheit das allerwichtigste ist und daß ihretwegen Opfer an Leistung und Wirtschaftlichkeit gebracht werden müssen. Trotzdem müssen wir uns die Frage vorlegen, ob es nicht bessere Wege zu diesem Ziele gibt, Wege, die mit geringeren Opfern verbunden sind als das Hunderttonnenflugzeug.

Auch durch das Fliegen im Verband wird die Sicherheit vergrößert. Einem notgelandeten Flugzeug z. B. kann durch die anderen Hilfe gebracht oder seine Besatzung aufgenommen werden. Zum mindesten kann der Landeplatz der nächsten Hilfsstation mitgeteilt und Hilfe dorthin geleitet werden. Zu ihren Saharaflügen verwenden die Franzosen deshalb stets Geschwader. Amundsen hätte 1925 nicht ohne Mannschaftsverlust vom Pol heimkehren können, hätte nicht das eine Flugzeug die Besatzung des anderen aufnehmen können.

Die Vermehrung der Sicherheit durch gegenseitige Hilfeleistung wird aber einen größeren Umfang erst dann einnehmen, wenn der Verkehr von Flugzeug zu Flugzeug weiter entwickelt sein wird. Es ist bereits gelungen, Menschen und Brennstoff von einem auf ein anderes Flugzeug zu übertragen. Warum soll man nicht die Fahrgäste und Besatzung eines in Luftnot geratenen Flugzeuges auf die anderen Flugzeuge des Geschwaders im Fluge übernehmen, oder einem Flugzeug, dem der Brennstoff ausgeht, damit aushelfen? Wenn das Umtanken erst mit Sicherheit möglich sein wird, dann wird man vielleicht sogar mit leichtem Flugzeug starten und in sicherer Höhe aus besonderen Tankflugzeugen Brennstoff aufnehmen.

Man wird 1000 km von der Küste entfernt vom begleitenden Tankflugzeug noch einmal auffüllen und es dann heimsenden. Auf der anderen Seite des Ozeans, 1000 km vor Ankunft, wird man von einem anderen Tankflugzeug empfangen werden. Wenn man bedenkt, daß jetzt bei langen Flügen der größte Teil der Zuladung aus Brennstoff besteht und für zahlende Last fast nichts mehr übrigbleibt, dann sieht man leicht ein, wie sehr das Verhältnis zwischen nutzbarer Transportleistung und Aufwand verbessert werden wird, und wieviel kleinere Flugzeuge genügen werden, um dieselbe zahlende Last zu tragen.

Ich kehre zum Geschwader zurück. Eine weitere Steigerung wird die Sicherheit erfahren, wenn ein Flugzeug dem anderen Vorspann leisten können wird, z. B. wenn bei diesem mehrere Motoren ausgefallen sind. Hierdurch wird nicht nur die Sicherheit, sondern auch die Wirtschaftlichkeit berührt werden. Wir müssen heute noch die Flugzeuge auf Kosten der zahlenden Last mit einer reichlichen Reserve von Triebwerksanlage ausrüsten, um vor Notlandungen sicher zu sein; deshalb die teuren Drei-Motoren-Flugzeuge. Der Leistungsüberschuß wird allerdings nicht nur deshalb gebraucht, um bei Ausfall eines oder mehrerer Motoren weiterfliegen zu können, sondern auch, um aus den engen, mit Bäumen und Häusern umgebenen Flugplätzen mit Sicherheit herausstarten zu können. Diese Aufgabe wird von Jahr zu Jahr schwieriger, weil unsere Flugzeuge aerodynamisch immer hochwertiger werden und deshalb, einmal in der Luft, mit immer geringerer Motorleistung auskommen, und anderseits, weil immer höhere Flächenbelastungen angewandt werden. Wird nun bei Flugzeugen, die im Geschwaderverband fliegen sollen, die Reserveleistung auf ein Mindest verringert, so werden die Flugzeuge nicht mehr mit eigenen Mitteln starten können (es sei denn, daß sie, wie bereits angedeutet, leicht starten und ihre Zuladung in sicherer Höhe ergänzen). Wir werden also entweder Katapulte verwenden müssen, oder besser Schleppflugzeuge, die mit großem Leistungsüberschuß das Verkehrsflugzeug aus dem Hafen auf sichere Höhe schleppen, ähnlich wie die kleinen Schleppboote den Riesendampfer vom Pier bis zum sicheren Fahrwasser bringen.

Was ich bis jetzt ausgeführt habe, sind Wege, die die Entwicklung vielleicht schon bald einschlagen wird. Es gibt auch andere Möglichkeiten, die heute noch phantastisch scheinen, wenn sie auch vielleicht ebensoviel oder ebensowenig Wahrscheinlichkeit der Ausführbarkeit und Zweckmäßigkeit haben wie die scheinbar so einfach ausführbare Idee des Hunderttonnenflugzeuges. Ich denke dabei an die Möglichkeit, zwei oder mehr Flugzeuge im Fluge miteinander zu kuppeln. »Warum das?« werden Sie fragen. Die Flugzeuge, wie wir sie heute bauen, sind ein ziemlich übler Kompromiß von widerstreitenden Rücksichten: Um wirtschaftlich schnell fliegen zu können, müssen wir hohe Flächenbelastungen anwenden, um sicher starten und landen zu können, niedrige.

Um lange Strecken mit geringem Brennstoffverbrauch zu fliegen, müssen wir große Spannweiten und Breitenverhältnisse anwenden, um leicht bauen zu können, niedrige. Um auf unebenem Gelände starten, landen und rollen zu können, müssen wir die Lasten und Fahrgestelle und Schwimmer auf wenige Punkte vereinigen, während wir sie im Fluge lieber über die ganze Spannweite auseinanderziehen möchten. Die Kritiken gegen Dr. Rumplers Projekt richten sich dagegen, daß nach Ansicht der verschiedenen Redner die eine oder andere der widerstrebenden Rücksichten unterschätzt wurde. Sollte es nicht möglich sein, beiden gerecht zu werden, indem man das Flugzeug während des Fluges dem jeweiligen Zweck anpaßt?

Zum Beispiel: Ein Flugzeug mit allerhöchster Flächenbelastung könnte bei Start und Landung, vielleicht auch beim Steigen, unter oder über ein Hilfsflugzeug gekuppelt werden, das sehr große Flügel hat und keine Nutzlast trägt. Oder aber: Zwei oder mehr Flugzeuge geringer Spannweite werden nebeneinander, Flügel an Flügel, im Fluge aneinander gekuppelt und der Spalt abgedichtet. Die Flugzeuge bilden also einen Zug, ähnlich wie die Wagen eines Eisenbahnzuges. Der induzierte Widerstand des ganzen Zuges ist aber nur derselbe wie sonst der eines einzelnen Flugzeuges. Das bringt natürlich eine gewaltige Ersparnis an Leistung und Verbrauch und ein Mehr an Sicherheit. Wenn einem der Motor ausfällt, wird es in die Mitte genommen und von den Kameraden mitgeschleppt, bis es sich erholt hat.

So kann der Gedanke weitergesponnen und die schönsten Luftschlösser aufgebaut werden. Luftschlösser! Ich sehe schon, wie Sie bei dem Worte schmunzeln. Schlösser in die Wolken zu bauen überlassen wir gern Kindern und Laien. Aber ist das zweckmäßig? Ich glaube, die Pioniere der Luftfahrt wären nicht mit solcher Zuversicht an ihre Aufgabe gegangen, hätten sie nicht einander den Mut zum scheinbar Unmöglichen verliehen durch Gedankenaustausch über die Zukunft, wie jeder sie sich dachte. Seit die Luftfahrt erwachsen ist, seit der Flugzeugbau ein solider Erwerbszweig geworden ist, haben wir es verlernt, an eine Zukunft zu denken, wo die Flugzeuge ganz anders aussehen werden als heute, so sehr sind wir mit Kleinarbeit belastet. Und wo solche Gedanken gedacht werden, da geschieht es im geheimen, und leider oft weniger in der Absicht, Neues, Besseres zu schaffen, als in der, durch Patente den Fortschritt sich tributpflichtig zu machen. Wie sehr durch Geheimnistuerei und Wegelagererpatente der Fortschritt gehemmt wird, brauche ich nicht im einzelnen zu erörtern. Aus diesem Grunde ist eine offene Erörterung der Zukunftsmöglichkeiten so segensreich. Wir haben allen Grund, Dr. Rumpler dafür dankbar zu sein, daß er sich nicht gescheut hat, uns einen Blick in die ferne Zukunft zu zeigen, so wie er sie sieht.

Dr.-Ing. Rumpler (Schlußwort): Es ist sehr bedauerlich, daß die einzelnen Ausspracheredner ihre Erwiderung nicht, wie in Aussicht genommen, bereits vor meinem Vortrage schriftlich eingereicht haben. Dadurch ist es mir unmöglich, auf die Bemerkungen der einzelnen Herren ausführlich einzugehen.

Zunächst bemerke ich, daß ich damit gerechnet habe, daß meine neuen Gesichtspunkte, die zur Lösung der Frage des Trans-Ozeanflugzeuges unentbehrlich sind, vor einem Forum von Konstrukteuren nicht allgemeine Zustimmung erhalten würden. Jeder Fortschritt löst automatisch Widerspruch aus, weil allzuviele allzugern bei dem verharren, was in ihnen fest verankert ist. Im übrigen ist diese Erscheinung

nicht nur auf technischen, sondern auch auf anderen wissenschaftlichen Gebieten Regel. Interessant ist, daß viele Prominente unserer Gesellschaft das Wort nicht ergriffen haben, womit ich beileibe nicht andeuten möchte, daß ich ihrer Zustimmung sicher bin.

Des weiteren gestatte ich mir auszuführen, daß bei einer so vielgestaltigen Konstruktion wie der des Trans-Ozeanflugzeuges naturgemäß eine Reihe von Kompromissen geschlossen werden müssen. Es ist unmöglich, das gesteckte Ziel zu erreichen, wenn alle Einzelwünsche restlos erfüllt werden sollen. Darum ist es vollkommen falsch, wenn einzelne Herren den Gütegrad einer Gesamtkonstruktion lediglich danach beurteilen, ob alle Wünsche auf ihrem Spezialarbeitsgebiet eine 100proz. Erfüllung erfahren haben.

Ich denke hier an die Ausführungen eines Vertreters einer Flugboote bauenden Firma, der meine an die Abb. 12, 13, 14 und 20 geknüpften Darlegungen übersieht. In diesen ist mein neues Prinzip der unbegrenzten Spannweiten erklärt worden, und ich habe nachgewiesen, daß nur durch meine Bauweise eine ausreichende, die Wirtschaftlichkeit gewährleistende Nutzlast ermöglicht wird. Jede andere Bauweise muß höhere Konstruktionsgewichte ergeben, die die Nutzlast entsprechend kürzen. Ein gewisses Mehr an Konstruktionsgewicht, und die Maschine fliegt nicht mehr oder die Zuladung ist so vermindert, daß die Wirtschaftlichkeit des Flugbetriebes verlorengeht.

Ich glaube ganz allgemein wohl sagen zu dürfen, daß es zweckmäßig ist, die verschiedenen Aussprachereden, die sich naturgemäß zum Teil wiederholen, nicht einzeln zu beantworten, sondern dies in gesammelter Form dadurch zu tun, daß ich noch einmal die Gründe, die mich zur Wahl meiner neuen Bauweise veranlaßt haben, kurz zusammenfasse.

Ich wiederhole also, daß die fundamentalsten Grundforderungen für jedes Ozeanflugzeug die Betriebssicherheit und Wirtschaftlichkeit sein müssen.

Keiner dieser beiden Grundsätze ist bei kleinen Flugzeugen in genügendem Umfange eingehalten. Erst Flugzeuge der von mir gewählten Größenordnung und darüber erfüllen die fundamentalen Grundsätze.

Flugzeuge mit zentralisierten Massen eignen sich nicht zur Vergrößerung, da bei ihnen, wie Abb. 4 meines Vortrages zeigt, die Zuladung, ausgedrückt in kg, bei steigender Vergrößerung sehr rasch abnimmt und bei einem Flugzeuggesamtgewicht von etwa 30000 kg sogar 0 wird. Eine Vergrößerung der Flugzeuge unter Beibehaltung der zentralisierten Lasten würde also das Gegenteil des Gewünschten herbeiführen.

Aus diesem Grunde habe ich die Dezentralisation in weitgehendem Maße durchgeführt und festgestellt, daß eine Vergrößerung der gefährlichen Biegungsmomente vermieden wird, wenn jeder Lastteil auf ein besonderes ihm zugeordnetes Tragflächenstück direkt wirkt. Es werden gewissermaßen n-Flugzeuge aneinandergereiht, wodurch die Teillast ver-n-facht und auf n-zugehörige Einheitsflächen verteilt wird. Der Gewichtsanteil der Tragflächen am Gesamtgewicht bleibt also bei meiner Bauweise nahezu konstant.

Da das hier dargelegte Verfahren scheinbar für beliebige Vergrößerungen genügt, habe ich meiner Konstruktion den Namen »Flugzeug mit unbegrenzten Spannweiten« gegeben.

Ich habe den eben geschilderten Grundsatz der Dezentralisation aber nicht nur auf die vertikal abwärts gerichteten Lasten beschränkt, sondern auch auf die vertikal aufwärts wirkenden, wie Schwimmer, und auf die horizontal wirkenden, wie Propeller usw. usw. ausgedehnt. Dadurch habe ich eine fast lückenlose Durchführung des neuen Gedankens gesichert.

Alle wesentlichen Beanspruchungen, die auf das Flugzeug einwirken, sind also in viele und kleine Beanspruchungen zerlegt, wodurch eine Herabminderung des Konstruktionsgewichtes und eine Erhöhung der Wirtschaftlichkeit herbeigeführt wird. Daß dadurch in gleicher Weise die Betriebssicherheit erhöht wird, ist selbstverständlich.

In den Abb. 12, 13 und 14 habe ich den Einfluß der Lastverteilung längs der Tragflächen eingehend erörtert. Im ersten Diagramm habe ich gezeigt, in wie weitgehendem Maße das Biegungsmoment verkleinert wird, wenn die Gesamtlast nicht in der Mitte des Flugzeuges, sondern über eine große Strecke hin gleichmäßig verteilt wird. In Abb. 13 habe ich die Ersparnisse nachgewiesen, die sich bei einem Trans-Ozeanflugzeug mit gleichmäßiger Lastenverteilung und 6 Schwimmern gegenüber einem gleichstarken Zweischwimmerflugzeug mit 4 Motoren ergeben. In Bild 14 ist Ähnliches in übersichtlicher Form dargestellt.

Ich habe in Abb. 11, die sich mit den Leistungsreserven befaßt, auch den Nachweis erbracht, daß die vielen und daher relativ kleinen Motoren den großen Vorteil haben, daß bei einem Ausfall von 1 oder mehreren Motoren die Störung des Gleichgewichtes nicht so erheblich ist, als wenn stärkere und infolgedessen eine geringere Zahl von Motoren angewendet werden würde.

Einer der wesentlichsten Gedanken, die mich zur Mehrschwimmerkonstruktion geführt haben, ist der, eine örtliche Überbeanspruchung des zugeordneten Tragflächenstückes unter allen Umständen zu vermeiden. Dieser Grundsatz ist bei Ein- und Zweischwimmerflugzeugen nicht zu erreichen. Erst das Mehrschwimmerflugzeug bringt die Erfüllung. Jeder dieser Schwimmer ist so ausgebildet, daß er weder in statischer noch dynamischer Beziehung mehr als einen vom Konstrukteur als zulässig errechneten Widerstand zu erregen in der Lage ist. Diese Forderung wird in statischer Beziehung dadurch erfüllt, daß der Schwimmer so klein gewählt ist, daß der maximale Auftrieb das gewählte Maß nicht überschreitet, und zwar auch dann nicht, wenn die Lage des Flugzeuges ein vollständiges Untertauchen des Schwimmers herbeiführen würde. In dynamischer Beziehung ist die erwähnte Forderung durch entsprechende Kielung erfüllt.

Bei dem Mehrschwimmerflugzeug tritt auch noch die angenehme Erscheinung auf, daß infolge der begrenzten Beanspruchungen des Schwimmers selbst seine Festigkeit und Betriebssicherheit erheblich steigt. Ich kann zusammenfassen, daß also sowohl die örtlichen Überbeanspruchungen der Tragflächen als auch die der Schwimmer vermieden werden.

Einige Vorzüge des Mehrschwimmerflugzeuges, die nicht durch Versuche, sondern schon durch verstandesmäßige Überlegungen festzustellen sind, kann ich bereits heute erwähnen. Die Bauhöhe des Sechsschwimmerflugzeuges mit vielen und relativ kleinen Motoren wird erheblich kleiner als bei Flugzeugen mit zwei oder gar nur einem Schwimmer. Ebenso ist das seitliche Kippmoment bei meinem Flugzeug durch seine breite Basis erheblich besser aufgenommen als bei anderen Konstruktionen. Der so sehr gefährliche Seitenwind wird daher beim Rollen meines Flugzeuges keine nachteiligen Wirkungen auslösen. Ich habe das hier Gesagte und auch die metazentrische Höhe und die Stabilitätskurve in den Abb. 16 und 17 graphisch dargestellt.

Ich will hier noch einmal wiederholen, daß ich in meinem Vortrage ausdrücklich hervorgehoben habe, daß die endgültige Form, Zahl und Lage der Schwimmer, die den vorgenannten Bedingungen entsprechen, erst durch ausführliche Versuche, die in Hamburg bereits in die Wege geleitet sind, festgelegt werden.

Um Mißverständnissen vorzubeugen, möchte ich auch noch hervorheben, daß das Landen parallel zu den Seekämmen durchaus nicht eine Spezialeigenschaft meines Flugzeuges darstellt, sondern daß selbstverständlich Start und Landung auch quer zu den Wellen stattfinden kann. Ich stimme hier völlig mit einem Herrn Aussprecheredner überein, der die Ansicht vertritt, daß es der Kunst des Flugzeugführers vorbehalten bleiben muß, bei jedesmaligem Starten und Landen das Richtige auszuführen.

Ich darf daran erinnern, daß ich in meinen einleitenden Worten betont habe, daß Betriebssicherheit und Wirtschaftlichkeit beim Trans-Ozeanflugzeug unbedingt Hand in Hand gehen müssen. Letztere ist, wie Abb. 20 zeigt, besonders dadurch sichergestellt, daß die Zuladung 50 vH des Gesamtgewichtes beträgt, was eine erhebliche Vergrößerung gegenüber den bisher üblichen Verkehrsflugzeugen bedeutet. Die Vergrößerung der Nutzlast ist in erster Linie auf die Verkleinerung des Tragflächengewichtes zurückzuführen, die nach dem Prinzip der »unbegrenzten Spannweiten« gebaut sind.

Das Einschwimmerflugboot krankt an dem irreparabelen Fehler, daß der größte Teil der Gewichte im Rumpf zentralisiert ist. Die dadurch bedingten Mehrgewichte an den Tragflächen würden die in Abb. 21 graphisch dargestellte zahlende Nutzlast von 14,2 vH, bestehend aus Passagieren und Gepäck, rasch verzehren, so daß die Wirtschaftlichkeit gleich 0 wäre und der Flugbetrieb nicht aufgenommen werden könnte.

In gleicher Weise ist die Wirtschaftlichkeit bei dem Trans-Ozeanflugzeug durch die Verringerung der schädlichen Widerstände erreicht, wie dies aus der Abb. 22 hervorgeht. Der schädliche Widerstand ist auf 34 vH herabgesunken gegenüber 50 vH bei den normalen Verkehrsflugzeugen.

Ich möchte nur noch kurz erwähnen, warum mein Flugzeug die von mir vorgeschriebene Größe hat und nicht kleiner sein kann. Ich habe in meinem Vortrag auseinandergesetzt und begründet, daß es unbedingt notwendig ist, die Menschen in der hohlen Tragfläche selbst unterzubringen. Dies ergibt eine minimale Tragflächenhöhe (h) von ca. 2,0 m. Durch diese Festlegung ist auch die Tragflächentiefe (f) gegeben, wie aus Abb. 42 ersichtlich ist. Durch Wahl eines günstigen Seitenverhältnisses ist auch die Spannweite zu ermitteln. Durch diese 3 Größen, Tragflächenhöhe, Tragflächentiefe und Spannweite, sind die Grundabmessungen des kleinsten Flugzeuges gegeben. Größere Trans-Ozeanflugzeuge werden in Zukunft gebaut werden, kleinere aber sicher nicht.

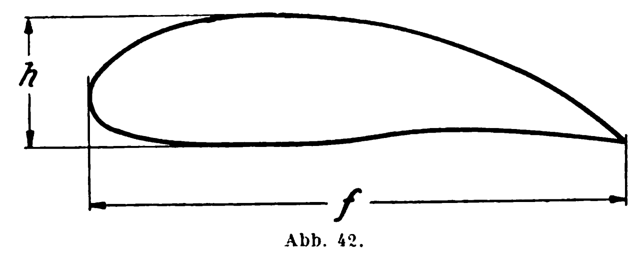


Abb. 42.

Ich hoffe sehr, daß ich durch stramme Zusammenfassung des Allerwesentlichsten aufklärend gewirkt und verschiedene Bedenken zerstreut habe. Ich darf mich daher bei der Beantwortung der einzelnen Aussprachereden etwas kürzer fassen.

Es erfüllt mich mit besonderer Genugtuung, wenn einer der maßgebenden Herren aus der Motor-Luftschiff-Industrie feststellt, daß auch im Luftschiffbau die Leistungssteigerung nur durch die Dezentralisation aller belastenden und hebenden Kräfte möglich war. Diese neue Stützung meiner Theorie sehr zu beachten, bitte ich alle Herren, die sich beim Großflugzeugbau noch nicht von der zentralisierten Belastung freigemacht haben. Die Dezentralisation ist im Marsch und läßt sich nicht mehr aufhalten.

Wenn ich die Ausführungen eines der Herren Aussprачeredner richtig verstanden habe, so gelangt er zur Schlußfolgerung, daß auch bei einem Rumpfflugzeug mit zentralisierten Lasten eine beliebige Vergrößerung ohne zunehmende Verringerung des Nutzlastanteiles möglich ist. Dies ist nach meinen Berechnungen bei größeren Flugzeugen, wie z. B. von 10000 PS, nur denkbar, wenn eine gleichzeitige Verringerung der Bausicherheit zugelassen wird. Daß man beim Rückgang auf geringere Bausicherheit die Nutzlast vergrößern kann, ist bekannt. Diesen Weg zu beschreiten, lehne ich aber grundsätzlich ab, da die Bausicherheit ein wesentlicher Faktor der Betriebssicherheit ist und bei letzterer von meiner Seite keinerlei Kompromisse gemacht werden können.

Die Behauptung eines Herrn Redners, daß im Seitenwind ein Einschwimmerflugzeug im Vorteil sei, ist, wie bereits früher ausführlich begründet, durch die Abb. 16, 17 und 18 als unrichtig erwiesen. Das Trägheitsmoment um die Längsachse eines Flugzeuges mit dezentralisierten Lasten ist naturgemäß größer als bei einem solchen mit zentralisierten Lasten. Eingehende Nachrechnungen haben jedoch bewiesen, daß auch bei einem Flugzeug mit dezentralisierten Lasten die Querbewegungen völlig zu beherrschen sind. Es wurde auch von den großen Beanspruchungen gesprochen, die dadurch entstehen, wenn der Schwimmer ins Wasser eintaucht. Es wurde hervorgehoben, daß infolge der Differenz der spezifischen Gewichte zwischen Luft und Wasser die Vergrößerung des Wasserwiderstandes eine 800fache wird. Diese Tatsache ist im großen und ganzen richtig, aber sie trifft in gleicher Weise den Einzelschwimmer wie das Boot, und ich werde im folgenden nachweisen, daß ein Mehrschwimmerflugzeug dieser Vergrößerung der Widerstände besser gewachsen ist als ein Flugboot.

Bezüglich der Formgebung der Schwimmer des Mehrschwimmerflugzeuges habe ich in meinem Vortrag wiederholt hervorgehoben, daß die Schwimmer eine solche Formgebung erhalten, daß sie sowohl in statischer wie dynamischer Beziehung nur einen ganz bestimmten und gewollten Widerstand finden können. Es bestehen keinerlei Schwierigkeiten, diese Forderung bei Mehrschwimmerflugzeugen restlos zu erfüllen.

Ganz anders aber liegen die Verhältnisse beim Flugboot. Bei diesem wird die Rumpfausbildung nicht nur von hydrodynamischen und hydrostatischen Erwägungen allein geleitet. Sie wird vielmehr auch noch von anderen konstruktiven Forderungen beeinflußt. Der Rumpf dient nämlich zur Aufnahme der Passagiere usw. und muß gleichzeitig der Forderung der Querstabilität usw. usw. entsprechen. Ein 10000-PS-Flugboot für 130 Passagiere dürfte etwa 55 m² Querschnitt haben gegenüber 26 m² Summenquerschnitt bei dem Sechsschwimmerflugzeug. Die dadurch entstehende Vergrößerung an aerodynamischen und hydrodynamischen Widerständen allein beweisen die Überlegenheit des von mir hier vorgetragenen Flugzeuges.

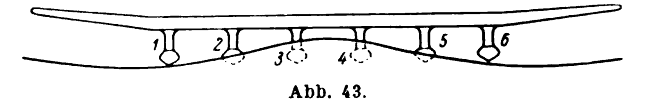


Abb. 43.

Die Bemerkungen, die ein Flugboote konstruierender Herr Aussprecheredner an die von ihm vorgeführte Abb. 39 knüpft, sind vollkommen abwegig, ebenso wie die Abbildung selbst. Diese Abbildung gibt nämlich ein vollständig verzerrtes Bild der tatsächlichen Verhältnisse. Ich gestatte mir, die Richtigstellung der Abb. 39 durch Beifügung meiner Abb. 43 vorzunehmen, in der die Wellenform und ihre Beziehung zum Flugzeug der Wirklichkeit entsprechend dargestellt sind. Wird angenommen, daß das Reservedeplacement jedes meiner 6 Schwimmer etwa 100 vH, das sind in Summe also 600 vH, beträgt, dann werden die beiden mittleren eintauchenden Schwimmer (3 und 4) je 200 und die 2 zunächst folgenden (2 und 5) ihren normalen Auftrieb von 100 vH, in Summe 600 vH, aufnehmen. Es werden also 4 mittlere Schwimmer tragen und nicht, wie behauptet wurde, nur 2. Damit entfallen auch alle Folgerungen, die gezogen wurden.

Im übrigen sei hier bemerkt, daß beim Schwimmen mit geringeren Lastvielfachen gerechnet werden darf als beim Fliegen, wo nicht die normalen Flugbeanspruchungen, sondern extreme Flugzustände für die Bemessung des Tragwerkes maßgebend sind.

Hinsichtlich der seitlichen Beanspruchung der Schwimmer durch die kreisende Bewegung der Wasserteilchen gilt

das gleiche, was beim Eintauchen der Schwimmer gesagt worden ist. Durch sorgfältige Formgebung der Schwimmer und Dimensionierung der Tragorgane können diese Kräfte einwandfrei aufgenommen werden.

Die letzte Bemerkung des Herrn Ausspracheredners, die sich mit den differentiellen Geschwindigkeiten befaßt, die in den verschiedenen Teilen eines Wellenhanges vorhanden sein sollen, gibt mir Veranlassung, die von ihm genannte Zahl von 1,32 m/s anzuzweifeln. Dies steht auch mit meinen eigenen Beobachtungen nicht im Einklang. Wenn die Zahl von 1,32 m aber richtig wäre, dann würde sie für das Einschwimmerflugzeug jedenfalls katastrophal sein, weil der eine Schwimmer dann mit der genannten Geschwindigkeit hin und her bewegt werden würde. Die dadurch entstehende Pendelwirkung hätte unfehlbar im Gefolge, daß die Tragflächen abwechselnd auf das Wasser aufschlagen bzw. eintauchen und dadurch von den Nachbarwellen, die natürlich auch wieder ihre Eigenbewegungen haben, wohl sehr bald zerstört werden würden. Ich will hier bemerken, daß selbstverständlich die differentiellen Bewegungen des Seewassers, die Seitendrücke auf die Schwimmer ausüben, von mir in vollem Umfange berücksichtigt worden sind. Diese seitlichen Drücke erfahren aber dadurch eine erhebliche Abschwächung, daß die Schwimmer stark gekielt sind, wodurch die vertikalen Seitenflächen und damit die Angriffsflächen verkleinert werden.

Ein anderer Herr Ausspracheredner gibt dem Schwimmer mit ebenem Boden den Vorzug. Ihm ist entgegenzuhalten, daß bezüglich des Wasserwiderstandes beim Starten und Verringerung der Stöße beim Anwassern nach den englischen und amerikanischen Untersuchungen gekielten Schwimmern unbedingt der Vorzug zu geben ist. Im übrigen weiß ich, daß auch die unter Herrn Herrmann in Hamburg ausgeführten Versuche ähnliche Ergebnisse gezeitigt haben.

Mit in das Kapitel der Betriebssicherheit fällt die Zuverlässigkeit des Motors. Wenn es gelänge, an Stelle der Flugmotoren mit hin- und hergehenden Kolben zuverlässige Gasturbinen zu bauen, so wäre deren Anwendung nur eine Frage der Zeit. Daß auch der Verstellpropeller von sehr großer Bedeutung ist, versteht sich von selbst. Leider gibt es bis heute aber keine solche Konstruktion, die den vorhandenen Propellern wesentliche Konkurrenz zu machen in der Lage gewesen wäre.

Die Ausführungen eines anderen Herrn über die meteorologischen Verhältnisse auf dem Atlantischen Ozean sind von größter Bedeutung und werden beim praktischen Fliegen unbedingt beachtet werden müssen.

Sehr bemerkenswert finde ich die Ansicht eines Herrn Ausspracheredners, der es rügt, daß gar soviel über das Landen in schwerer See gesprochen wird gerade bei meinem Trans-Ozeanflugzeug, bei dem durch entsprechende Leistungsreserven, durch weitgehende Unterteilung der Antriebseinheiten sowie durch sonstige Maßnahmen für unbedingte Betriebssicherheit Sorge getragen ist.

Ich wiederhole, daß ich einleitend als einen der fundamentalen Grundsätze die Betriebssicherheit bezeichnet habe. Durch die Wahl von 10 voneinander unabhängigen Motoren, die bereits zu Beginn des Fluges nur zu 60 vH ausgenützt werden, habe ich eine fast 100proz. Sicherheit im Fluge erlangt. Die so eifrig erörterte Schwimmerfrage, der ich ohnedies die allergrößte Aufmerksamkeit geschenkt habe, ist bei aller Wichtigkeit also sekundärer Natur.

Sehr interessant ist der von einem der Herren Ausspracheredner vorgebrachte Gedanke über die Weiterentwicklung des Baues von Großflugzeugen, darin bestehend, eine Art Geschwaderflug durch Zusammenkoppeln von einigen Flugzeugen zu erreichen. Gerade diesem Grundsatz habe ich ja durch mein Flugzeug nach dem Prinzip der unbegrenzten Spannweiten entsprochen. Das Flugzeug mit unbegrenzten Spannweiten ist ja schließlich nichts anderes als eine Aneinanderreihung kleinerer Flugzeuge, deren jedes seinen eigenen Antriebs- und Lastenanteil besitzt. Dadurch eben vermeide ich das schnelle Anwachsen des Konstruktionsgewichtes und erreiche die Möglichkeit der Vergrößerung zu einem Sammelflugzeug mit »unbegrenzten Spannweiten«.

Derselbe Herr Ausspracheredner bespricht auch die Brennstoffversorgung des Ozeanflugzeuges durch ein fliegendes Tankflugzeug. Dies erinnert mich an die bei amerikanischen Lokomotiven übliche Wasseraufnahme in voller Fahrt. Ich messe der Brennstoffaufnahme während des Fluges durch mitfliegende Tankflugzeuge die größte Bedeutung bei. Ich habe diesen Gedanken selbst bereits vor einiger Zeit ausgesprochen, habe ihn aber zunächst zurückgestellt, weil näherliegende Aufgaben zu lösen waren. Die hier angeschnittene Frage hat enge Beziehungen zu jenem Teil meines Vortrages, der sich mit der Verringerung des Brennstoffverbrauches befaßt und der seinen Ausdruck in der Abb. 31 findet. Wenn es gelungen sein wird, den Brennstoffverbrauch herabzudrücken oder den Brennstoffersatz während des Fluges durchzuführen, oder wenn beide Aufgaben vereinigt werden, wird selbstverständlich der Nutzlastanteil des Flugzeuges und damit seine Wirtschaftlichkeit ganz gewaltig gesteigert werden. Wir werden also dieser Frage in Zukunft die allergrößte Aufmerksamkeit schenken müssen.

Ich will nun meine Ausführungen mit einigen allgemeinen Bemerkungen schließen:

Ich habe seit Ende des Jahres 1918, als der unglückliche Ausgang des Krieges den Flugzeugbau fast vollständig lahmlegte, unermüdlich an dem Trans-Ozeanflugzeug gearbeitet. Ich tat dies in aller Stille und trat aus meiner Reserve auch dann nicht hervor, wenn behauptet wurde, ich hätte die Flugzeugtechnik im Stich gelassen. Tatsächlich habe ich mit fanatischer Liebe an dem großen Problem gearbeitet, ohne fremde Mittel in Anspruch zu nehmen. Ich habe die verschiedensten Konstruktionsmöglichkeiten des Trans-Ozeanflugzeuges durchkonstruiert, um mich nicht einseitig und vorschnell auf eine bestimmte Lösung festzulegen. Es kamen wiederholt qualvolle Zeiten, in denen ich glauben mußte, die Frage des Trans-Ozeanflugzeuges sei überhaupt nicht zu lösen, die gestellten Aufgaben seien nicht zu bewältigen. Ich suchte aber immer wieder neue Wege, bis ich endlich mein

Flugzeug mit unbegrenzten Spannweiten

ersann, das nach meiner Überzeugung die richtige Lösung darstellt.

Wer nicht, wie ich, jede Möglichkeit durchdacht hat, kann nur schwer mitsprechen. Denn er kennt die Schwierigkeiten nur zum Teil, die tatsächlich erst dann auftauchen, wenn man die Arbeiten nicht nur beginnt, sondern sie auch restlos durchführt. Ich glaube, daß niemand ein 10000-PS-Trans-Ozeanflugzeug wirklich ganz durchgearbeitet hat. Studien kleinerer Flugzeuge sind wohl angestellt worden. Diese lassen aber nur unvollkommene Schlußfolgerungen auf größere Abmessungen zu.

Erst nachdem ich die unerschütterliche Überzeugun gewonnen habe, daß mein Weg der Weg der Lösung ist, habe ich mir gestattet, durch meinen Vortrag meine Arbeiten der Öffentlichkeit zu unterbreiten.

II. Entwurf und Aufgaben des Leichtbaues.

Vorgetragen von A. Rohrbach.

Zunächst möchte ich der WGL dafür danken, daß sie mir die Aufgabe gestellt hat, hier über Entwurf und Aufgaben des Leichtbaues zu sprechen.

Ich war mir zunächst nicht ganz klar, was mit dieser Überschrift bezeichnet werden solle, und bin dann, nach Rücksprache mit einigen Herren des Vortrags-Ausschusses der WGL, dazu gekommen, mich hauptsächlich mit

Material- und Herstellungsfragen

zu beschäftigen.

An sich ist ein Vortrag über diese praktischen Fragen gerade für mich als Vertreter einer Flugzeugbau-Firma sehr schwierig, denn naturgemäss sind einmal meine Kenntnisse sehr einseitig und ausserdem befinden wir uns noch so im Anfang der Fabrikationsentwicklung, dass die Aufstellung allgemeiner Grundsätze nicht leicht ist.

Da ich demnach ein vollständiges und zutreffendes Bild über die Herstellungsmethoden von Holzflugzeugen und Metallflugzeugen des Auslandes oder anderer deutscher Firmen nicht geben kann, beschränke ich mich darauf, die Dinge so darzustellen, wie ich sie sehe, und hoffe, dass gerade diese Einseitigkeit eine fruchtbare Diskussion und entsprechende Mitteilungen der Vertreter anderer Firmen über andere Bauarten hervorrufen wird.

Die vielfachen Bedingungen, denen bei der Konstruktion eines Flugzeuges genügt werden muss, zerfallen in zwei Hauptgruppen, nämlich in Herstellungsbedingungen und in solche des Verwendungszweckes.

Vorwiegend Zweckbedingungen sind beispielsweise alle die Leistung bestimmenden Faktoren, wie:

Bausicherheit,
Ein- oder Mehrdecker,
Ein- oder mehr-motorig,
Seitenverhältnis,
Flugeigenschaften,
Sitz-Anordnung,
Fahrgestell-Anordnung,
Schwimmstabilität,
Schotteinteilung,
Stärke der Boden-Aussteifungen,
Korrosionsschutz usw.

Andere Fragen sind für Verwendungszweck und Herstellung gleich wichtig, zum Beispiel die Entscheidung:

Holz oder Metall,
Duralumin oder Stahl,
Metallhaut oder Stoffbespannung,
Rechteck- oder Trapezflügel.

Überwiegend mit Rücksicht auf Herstellung ist zu entscheiden die Form von Einzelteilen, wie

Beschlägen,
Flügelrippen,
Rumpfspanten,
Flügel-Innenkonstruktion,
Anordnung von Befestigungspunkten sowie von Trennfugen zwischen einzelnen Teilen.

Die Erkenntnis in Bezug auf die Zweckbedingungen und die diesen entsprechende beste Lösung ist stets weiter fortgeschritten, als für die Herstellungsfragen.

Dies hat seinen Grund darin, daß die Flugzeuge beim Gebrauch in den meisten Fällen ziemlich einwandfrei und durch ziemlich neutrale Personen miteinander verglichen werden. Durch die so gewonnenen Erfahrungen können die Flugzeugkonstruktionen ziemlich schnell den Zweckbedingungen angepaßt werden. Durch diese Anpassung an die für alle Maschinen gleichen Bedingungen kommen die verschiedensten Firmen in verhältnismäßig kurzer Zeit zu sehr ähnlichen Lösungen: Jch erinnere nur an die verschiedenen einmotorigen Verkehrs-Flugzeuge und an die kleineren Kriegsflugzeuge. Bei den kleineren Maschinen stellen sich die endgültigen Lösungen und damit die Ähnlichkeit verschiedener Fabrikationsteile früher ein, als bei den großen, weil die einfachere Aufgabe das Auffinden der besten Lösung erleichtert und weil durch die größere Anzahl im Dienst befindlicher Maschinen schneller Erfahrungen angesammelt werden.

Aus dem umgekehrten Grunde dauert die Entwicklung bei großen Flugzeugen erheblich länger und daher finden sich, wie Ihnen allen bekannt ist, heute noch bei Großflugzeugen die allerverschiedensten Anordnungen der Flügel, Kraftanlagen, Fahrgestelle, überhaupt aller Teile.

Jn einigen Jahren wird sich aber auch für die Großflugzeuge ein ziemlich feststehender Normaltyp als der beste herausgebildet haben.

Bei den Form- und Materialfragen, die hauptsächlich mit Rücksicht auf Herstellungsbedingungen zu entscheiden sind, wird es am längsten dauern, bis die beste Lösung gefunden ist, so daß die Maschinen von den verschiedensten Firmen, so wie dies heute beispielsweise im Automobilbau der Fall ist, mehr oder weniger aus demselben Material und in ziemlich ähnlicher Bauweise hergestellt und geliefert werden. Dies rührt daher, daß eine bessere oder schlechtere Lösung der Herstellungsfragen sich im wesentlichen nur im Preis der Maschine äußert. Dieser Unterschied wird heute aber oft viel stärker als durch technische Maßnahmen durch politische oder finanzielle, daher vielfach persönliche Bedingungen beeinflußt. Ich erinnere hier nur daran, daß der Durchschnittslohn für einen tüchtigen Schlosser, in Goldmark gerechnet, an verschiedenen Fabrikationsstellen sehr verschieden ist, so daß hierin heute, teils noch als Folge des Kriegseinflusses auf die verschiedenen Valuten und Lohnniveaux, Unterschiede von 1:4 vorkommen und Differenzen um 100 vH sehr häufig sind. Die folgende Lohntabelle erläutert das eben Gesagte:

Berlin	GM. 1,25
Stuttgart	» 0,98
Kopenhagen	» 1,70
Italien	» 0,40
England	» 1,35
Japan	

Politische Einflüsse auf die Herstellungskosten können ähnlich wirksam sein, wie die genannten Lohnunterschiede. Ich erwähne in diesem Zusammenhange nur die verschie-

dene Lage der französischen Firmen, die teilweise sehr große Serien bauen, und der meisten deutschen, sowie vieler englischer Firmen, die heute meist nur einzelne Maschinen oder ganz kleine Serien herstellen.

Mit der Zeit werden sich aber die Valuten und die Lohnniveaux verschiedener Länder wieder so einander nähern, daß die Herstellungskosten überall mehr oder weniger dieselben sind, wenn man dabei noch die verschiedene Arbeitsleistung des einzelnen Mannes, sowie die verschiedenen Steuern, speziellen Lasten, Zölle usw. berücksichtigt. Sobald dieser Ausgleich der finanziellen und politischen Herstellungsgrundlagen größere Fortschritte gemacht hat, wird die Zweckmäßigkeit der verschiedenen Herstellungsmethoden durch die dabei entstehenden Kosten einwandfreier als heute verglichen werden können und dann wird die Entwicklung zur Einheitlichkeit auch in dieser Beziehung schnelle Fortschritte machen.

Die WGL hat sich bisher fast nur mit Zweckbedingungen, d. h., mit aerodynamischen oder Festigkeitsfragen befaßt. In dieser Beziehung sind unsere Erfahrungen schon so abgeklärt, daß eine Verbesserung des Luftwiderstandes einer Maschine um 10 vH oder einer Verminderung des Flugwerkgewichtes um ebensoviel schon eine sehr bemerkenswerte Leistung darstellt.

In Bezug auf Herstellungsfragen sind unsere Erfahrungen dagegen noch so gering, daß Unterschiede von Hundert und mehr Prozent in der Herstellungszeit für auf den ersten Blick ziemlich ähnliche Konstruktionen, die außerdem dem Verwendungszweck beide gleich gut dienen, fast die Regel sind.

Die WGL kann zwar als wissenschaftliche Gesellschaft kein direktes Interesse für Kosten an sich haben, aber insofern doch ein mittelbares, als diese Kosten die Grenze für die Anwendung wissenschaftlicher Erfahrungen mit Rücksicht auf möglichst vollkommene Zweckerfüllung bestimmen und die praktische Entwicklung in eine bestimmte Richtung drängen, in welcher die angewandte Wissenschaft vorausgehen muß, um dabei zu überwindende aerodynamische und Festigkeitsprobleme lösen zu helfen. Dieser Einfluß der Herstellungsfragen war schon immer vorhanden, aber er wird in Zukunft mehr und mehr den Ausschlag für den Erfolg bestimmter Konstruktionen geben müssen, weil diese sich nur wenig in ihren Zweckeigenschaften, aber zunächst wahrscheinlich sehr viel in ihren Herstellungskosten unterscheiden werden.

Ich will nun kurz einige Fragen, die teils die Herstellungsteils die Zweckbedingungen betreffen, besprechen und nachher an einigen Fabrikationsbeispielen unseres eigenen Betriebes zeigen, in welcher Weise die Herstellungskosten von zweckmäßiger Konstruktion und anderen Bedingungen abhängen.

Holz oder Metall.

Ich glaube, man kann heute sagen, daß diese Frage für große Maschinen endgültig zu Gunsten des Metalls entschieden ist.

Es werden zwar im Auslande immer noch große Holzmaschinen gebaut, aber wohl nur noch, weil die betr. Firmen sich nicht so schnell umstellen konnten und aus irgendwelchen Gründen nicht von ihren Regierungen durch Entziehung weiterer Bestellungen stillgelegt werden sollten.

Das englische Luftministerium hat schon vor einer größeren Reihe von Monaten mitgeteilt, daß es nach einer Übergangszeit von, ich glaube, 2 bis 3 Jahren keine anderen als Metallmaschinen mehr bestellen wird.

Auch bei kleinen Maschinen wird sich meiner Meinung nach die Metallkonstruktion ziemlich restlos durchsetzen, nur wird diese Entwicklung etwas länger dauern. Der Grund liegt darin, daß zum Bau einer Metallmaschine wesentlich mehr Versuchserfahrungen, sowie infolge der Vielgliedrigkeit auch mehr zeichnerische und rechnerische Vorarbeit gehört, als zu einem Holzflugzeug. Die Kosten für diese Vorarbeiten, Versuche und Zeichnungen wachsen nur relativ langsam mit der Größe der Maschine und stellen dadurch einen geringeren Bruchteil des Wertes und der Bauzeit einer großen, als einer kleinen Maschine dar. Sobald gewiße Serien von kleinen Maschinen zu bauen sind, wird das Verhältnis zwischen den Kosten der Vorarbeiten und den Gesamtkosten für eine Serie kleiner Maschinen so günstig, daß sich auch hier die Verwendung von Metall lohnt. Die Serie muß dabei allerdings ziemlich groß sein, da ja zu den Kosten für Versuche und Zeichnungen bei der kleinen Maschine auch noch die Kosten der für Serienbau notwendigen Spezialvorrichtungen einschließlich der Erprobungskosten für diese Vorrichtungen hinzukommen.

Im Gegensatz dazu genügen für die geringere Stückzahl der großen Maschinen wesentlich primitivere und im Verhältnis billigere Vorrichtungen.

Sobald aber ein Markt für diese ziemlich großen Serien kleiner Metallflugzeuge gefunden sein wird, wird auch hier das Holzflugzeug der Vergangenheit angehören, da es in diesem Falle immer teuerer sein wird, als das entsprechende Metallflugzeug.

Mit dem Gewichtsvergleich: Holz oder Metall will ich mich hier nicht weiter beschäftigen; ich halte es für ausgemacht, daß auch in dieser Beziehung das Metall im Vorteil ist, obwohl sich ein strenger Vergleich sehr selten durchführen läßt, weil eine gute Metallmaschine meist auch in ihrer gesamten Anordnung oder ihren äußeren Abmessungen von der entsprechenden Holzmaschine verschieden sein wird, so daß ein Skeptiker im Zweifel sein kann, ob die bessere Leistung der Metallmaschine auf die günstigeren Außenabmessungen oder das günstigere Gewichtsverhältnis zurückzuführen ist.

Duralumin oder Stahl.

Entsprechend den spezifischen Gewichten von Duralumin und Stahl ist der letztere für Zugstäbe erst bei einer Festigkeit von 110 kg/mm² der Duraluminkonstruktion gewichtsgleich.

Zur Verbindung verschiedener Duraluminbauteile dienen meistens Duralumin-Nieten gleicher Festigkeit, sodaß für solche Anschlußstellen nur die uns aus dem Eisen- oder Schiffbau geläufigen Nietverschwächungen in Frage kommen. In dieser Beziehung ist die Stahlkonstruktion ungünstiger, denn es gibt kein Nietmaterial von 110 kg/mm² Festigkeit, sondern normalerweise nur von 30 bis 40 kg/mm². Infolgedessen müssen zur Verbindung derartiger Stahlteile verhältnismäßig viel Nieten genommen werden, mit Rücksicht auf die Lochlaibung bei Stahl sogar mehr als bei Duralumin. Soll der Querschnitt des Stahlstabes voll ausgenutzt werden, so muß an der Verbindungsstelle, auch um für alle Nieten Platz zu schaffen, eine entsprechende Vergrößerung des Nietfeldes eintreten, die wieder einen ähnlichen Gewichtsverlust bedeutet. Um daher Gewichtsgleichheit der ganzen Stahlkonstruktion zu erreichen, müßte das Stahlmaterial mit Rücksicht auf diesen Verbindungsverlust eine Festigkeit von etwa 130 kg/mm² besitzen.

Da die Festigkeit der Werkzeuge sich nicht genügend von derartig hartem Konstruktionsstahl unterscheidet, würde sich eine lange Bearbeitungszeit und großer Werkzeugverbrauch ergeben.

Außerdem werden die Querschnitte solcher Stahl-Bauglieder sehr klein und man muß sie daher mit Rücksicht auf ein ausreichendes Trägheitsmoment als Hohlprofile ausbilden; die Folge hiervon ist eine sehr geringe Wandstärke. Zur Vermeidung örtlichen Ausknickens müssen diese Profile meistens noch alle möglichen Arten von längslaufenden Wellungen erhalten. Derartige Profile sind sehr schwierig miteinander zu verbinden und dürften für irgendwelche praktisch zu verwendenden Maschinen wohl niemals in Frage kommen.

Da die Hohlprofile meist aus mehreren Teilen, die durch längslaufende Nietreihen miteinander verbunden sind, bestehen, entsteht beim Anschluß noch eine weitere Schwie-

rigkeit dadurch, daß die Nieten in der Nähe der Anschlußstellen wieder herausgebohrt oder geschlagen werden müssen und ihre Teilung oft schlecht zu den anderen Abmessungen der Knotenbleche selbst paßt.

Um Herstellungsschwierigkeiten der leichten Stahlkonstruktionen zu entgehen, begnügt man sich vielfach mit geringeren Festigkeiten, z. B. bestehen die Gurte der Dornier-Holme, soviel mir bekannt ist, aus Stahl von 70 bis 80 kg/mm² Festigkeit.

Zur Vermeidung des an den Verbindungsstellen und Füllgliedern bei Verwendung von Stahlmaterial mit geringeren Festigkeiten entstehenden Gewichtsverlustes, bedient sich Dornier für diese Teile des Duralumins. Damit opfert er allerdings zum großen Teil den in seiner Druckschrift angegebenen Vorteil der großen Ermüdungssicherheit des Stahles, die hier ja nur für die Holmgurte in Frage kommt, während der Holm an sich ebenso leicht durch Ermüdung von Diagonalen oder Pfosten brechen könnte. Tatsächlich halte ich Stahl und Duralumin in bezug auf Ermüdung für gleichwertig, denn die sogenannte »Ermüdung« ist nichts anderes als ein Dauerbruch, der dann eintritt, wenn das Material häufig über die Proportionalitätsgrenze beansprucht wird.

Für geschweißte Rohrkonstruktionen dient Material von 35 bis 40 kg/mm², dabei wird der Gewichtsverlust gegenüber Duralumin zum Teil durch den fast völligen Fortfall anderer Knotenpunktsgewichte ausgeglichen.

Duralumin hat gegenüber Stahl den Vorteil größerer Wandstärke, einfacher Formen, kürzerer Bearbeitungszeiten.

Von den anderen Leichtmetallen, wie Lautal, das sich zwar bei technischen Versuchen gut bewährt hat, aber für Fabrikation noch nicht richtig geliefert wird, oder Skleron, das zu hart ist, möchte ich nicht sprechen.

Electron ist zu wasserempfindlich, um für die lebenswichtigen Flugzeugteile verwendet zu werden, dagegen ist es für kleinere Armaturen, wenig beanspruchte Hebel etc. gut zu brauchen.

Offene oder geschlossene Profile.

Offene Profile werden aus Bändern durch Walzen hergestellt. Falls man für Versuchszwecke nur geringe Mengen (bis zu einigen hundert Metern) braucht, ist es infolge geringerer Werkzeug- und Einrichtungskosten billiger, sie auf der Ziehbank herzustellen.

Geschlossene Profile sind naturgemäß teuerer als offene (etwa 20 vH), da sie aus mindestens zwei offenen Profilen zusammengesetzt und außerdem noch längsvernietet werden müssen.

Auch Duraluminrohre sind wesentlich teuerer (40 bis 60 vH) als Duraluminprofile; denn diese sind verhältnismäßig sprödes Material und müssen zwischen den einzelnen Ziehvorgängen immer wieder in Salzbädern, die ebenfalls im Betrieb wegen des großen Wärmeverbrauchs sehr teuer sind, ausgeglüht werden. Manche Duraluminrohre müssen im Verlauf ihrer Herstellung, soviel mir bekannt ist, 30 bis 40 mal ausgeglüht werden.

Die Verbindung von geschlossenen Profilen untereinander ist in vielen Fällen im Gewicht schwerer und in der Ausführung teuerer, als die Vernietung von offenen Profilen mit Knotenblechen. Geschlossene Profile fallen als Knickstäbe meist leichter aus, als entsprechende offene Profile; dieser Vorteil wird aber oft wieder durch das größere Gewicht der Verbindungsstellen aufgehoben.

Wir haben daher an unseren Maschinen die Verwendung von geschlossenen Profilen mehr und mehr eingeschränkt. Offene Profile können auch besser gegen Korrosion geschützt werden, als geschlossene, bei denen die Innenseite weder beobachtet, noch neu gestrichen werden kann.

Diese Rücksicht auf die Korrosionsgefahr ist natürlich von besonderer Wichtigkeit bei Seeflugzeugen, bei denen aus dem gleichen Grunde auch alle Duraluminteile vor dem Zusammennieten gestrichen werden müssen.

Um hier eine weitere Besserung zu schaffen, sind wir neuerlich dazu übergegangen, sämtliche Ritzen und Ecken zwischen Profilen und darunter liegenden Blechen so abzudichten, daß das Wasser nirgends zwischen irgendwelche Bauteile eindringen, sondern diese nur oberflächlich benetzen kann und dann, ohne Schaden anrichten zu können, wieder verdunstet.

Insbesondere bildet jedes geschlossene Profil an einer Seemaschine eine Korrosionsgefahr, am meisten natürlich an den ständig mit dem Wasser in Berührung kommenden Bauteilen.

Selbst bei sorgfältigster Herstellung wird es schwer sein, zu vermeiden, daß Wasser zwischen Blechen und geschlossenen Profilen eindringt. Aber sollte dies an der neuen Maschine noch verhindert worden sein, so werden sich die Teile sicherlich im Dienst durch Anstoßen verbeulen und das Seewasser wird eindringen und, zunächst unbemerkt, große Korrosionsherde schaffen.

Metallhaut oder Stoffbespannung.

Stoffbespannung von Flügeln ist nach 6 Monaten bis 2 Jahren, je nach Klima, erneuerungsbedürftig. Die Innenkonstruktion kann bei Gelegenheit einer solchen Bespannungserneuerung nachgesehen und, falls nötig, wieder in Ordnung gebracht werden.

Nach Angabe der »Lufthansa« kostet die Neubespannung eines Flügels etwa M. 20 bis 25 pro m² Flügelfläche. Für unsere Landverkehrsmaschine Ro VIII mit etwa 88 m² Flügelfläche würde sie also nahezu M. 2000 kosten. Nimmt man eine Lebensdauer des Flugzeuges von 6 Jahren und eine etwa achtmalige Erneuerung der Bespannung während dieser Zeit an, so würden die Kosten für den Bespannungsersatz ca. M. 16000 oder ungefähr 10 vH des Flugzeugpreises betragen.

Demgegenüber ist die Metallhaut unbeschränkt dauerhaft, allerdings schwerer (2 bis 4 vH vom Flugzeugleergewicht) und in der Herstellung teuerer, (4 bis 6 vH des Zellenpreises). Meist hat die Metallhaut den Nachteil, daß sie die Innenkonstruktion ebenso unzugänglich macht, wie eine Stoffbekleidung.

Meines Erachtens ist die Metallhaut nur da praktisch brauchbar, wo der Flügel so zerlegbar ist, daß das Flügelinnere durch einfaches Abschrauben einiger Flügelteile ohne weitere Kosten und ohne die Gefahr großer Zerstörungen an der Außenhaut zugänglich gemacht werden kann. Aerodynamisch scheint die Metallhaut ebenso gut wie eine solche aus Stoff zu sein, da die Beulen und Nieten innerhalb der Grenzschicht liegen und daher nicht der vollen Strömungsgeschwindigkeit ausgesetzt sind. Wir sind dabei, über diese Fragen systematische Versuche anzustellen, über die aber erst berichtet werden kann, wenn eine größere Reihe von Ergebnissen vorliegen.

Sobald man den Flügel zerlegbar macht, werden die Mehrkosten für die Metallhaut einerseits durch ihre größere Dauerhaftigkeit, anderseits durch den Vorteil der einfachen Nachsehbarkeit der Innenkonstruktion aufgewogen.

Meine Gesamtantwort auf die 4 eben behandelten Fragen ist, wie Sie es von mir ja sicher nicht anders erwarten, die:

daß man große Maschinen am besten vorwiegend aus glatten Duraluminblechen und Bändern, also aus der billigsten Form dieses Materials herstellen soll.

Wo das Material zur Erzielung größerer Knickfestigkeit profiliert werden muß, sollen die Profile offen sein; daraus ergibt sich von selbst eine schiffbauähnliche Konstruktion mit tragender Haut und hieraus wieder die Notwendigkeit, alle Flügel- und Leitwerksflächen aus einzelnen, für sich leicht überall nietbaren Teilen zusammenzuschrauben.

Die zweckmäßige Lage der Teilfugen hat einen großen Einfluß auf die Herstellungskosten. Wir haben die Flügel-

träger früher an aus dem Rumpf herausragende Stummel angeschraubt, dann haben wir einen 3-teiligen Flügelträger konstruiert, dessen Mittelstück in einem Ausschnitt an der Rumpfoberseite verschraubt wurde und an welches außerdem die beiden äußeren Flügelträger angeschraubt wurden. Später haben wir das Mittelstück des 3-teiligen Flügels oben auf dem Rumpf selbst aufgeschraubt und die äußeren Flügelträger so wie bisher daran angeschlossen.

An neueren Maschinen sind wir wieder zu dem alten Anschluß an aus dem Rumpf herausragende Holmstummel zurückgekehrt. An den Anschlußstellen sind Beschläge aus hochwertigem Stahl vorgesehen.

Trotzdem der verwendete Chromnickelstahl eine ziemlich erhebliche elektrische Spannung gegenüber Duralumin hat, kann die Korrosion an diesen Verbindungsstellen doch völlig verhindert werden, wenn die Stahlbeschläge vor dem Nieten sorgfältig mit Mennige gestrichen sind, so daß kein Wasser in die Spalten eindringen kann.

Obwohl ich die bei uns eingeführte Bauweise aus glatten Blechen und offenen Profilen für die einfachste halte, möchte ich doch nicht so verstanden werden, als ob ich nicht die Vorzüge von Holzflugzeugen oder Stahlrohrrümpfen für besondere Zwecke anerkennen wollte.

Jch sehe diese anderen Konstruktionen aber alle nur als mehr behelfsmäßige Zwischenlösung an, die früher oder später mehr und mehr durch die einfachere Duralumin-Bauweise ersetzt werden.

Nach diesem mehr allgemeinen Teil will ich nun versuchen, Ihnen an Hand einiger Beispiele ein Bild zu geben, auf welche Weise wir uns bemühen, die Herstellung zu verbilligen.

Die Werkstatt kann nur dann billig arbeiten, wenn das Material und alle Arbeitsanweisungen so vorbereitet sind, daß hier möglichst nichts mehr nachzudenken bleibt. Hierzu gehört zunächst, daß einwandfreie, d. h. absolut vollständige Werkstattzeichnungen und Stücklisten vorliegen.

Diese vollständigen Werkstattzeichnungen betreffen natürlich nicht nur die Hauptteile, wie Flügel, Rumpf usw., sondern auch alle kleinen Teile, wie Steuerungsgestänge, Motor-Regulierungsvorrichtung, Instrumentenanordnung, Fußbodenunterstützung usw. Auch die Befestigungspunkte für alle diese nachträglichen Einbauten werden schon in den entsprechenden Spant- oder Flügelzeichnungen so angegeben, daß sie bei der Herstellung dieser Teile gleich mit angebracht werden können.

Auf den Werkstattzeichnungen ist jeder Teil und jeder Niet bis in die kleinste Einzelheit dargestellt. Zu einer Maschine wie z. B. unser Flugboot Ro III gehören etwa 1800 Zeichnungen und 700 Stücklisten.

Um die Anfertigung der Werkstattzeichnungen zu vereinfachen und zu beschleunigen, werden auch diese erst nach ausreichender Vorbereitung in Angriff genommen, d. h., es wird zunächst ein bis in alle Einzelheiten vollständig durchgearbeitetes Projekt gemacht, alle aerodynamischen und Festigkeitsrechnungen werden von besonderen Abteilungen des Konstruktionsbüros durchgeführt, so daß der einzelne Konstrukteur mit diesen Fragen nur wenig zu tun hat, sondern alle Blechstärken und Profil-Dimensionierungen, Außenabmessungen, Stabwerksgliederung usw. fertig geliefert bekommt.

Die Zeichnungen sind also schon für die erste Maschine einer neuen Type so vollständig, daß ohne irgendwelche weiteren Zeichenarbeiten nach denselben Zeichnungen und Stücklisten auch eine Serie von 20 Maschinen gebaut werden könnte.

Selbstverständlich müssen alle Zeichnungen in Bezug auf die Art der Darstellung ganz einheitlich sein, damit weniger Zeit in der Werkstatt mit Zeichnungslesen verloren wird.

An der Hand der Zeichnungen und der Stücklisten erhält die Werkstatt den Herstellungsauftrag, berechnet sich den Akkord und läßt in einer besonderen Zurichterei das für die Ausführung des Auftrages nötige Material zurechtlegen.

Die Ausführung der Arbeiten bemühen wir uns durch einfache Vorrichtungen abzukürzen.

Ich glaube, daß es ein besonderer Vorteil der Bauweise aus glatten Blechen und offenen Profilen, sowie der Zerlegbarkeit der Flügelflächen ist, daß auch die Vorrichtungen sehr billig sein können.

Diese Billigkeit der Vorrichtungen hat einmal den technischen Vorteil, daß die Herstellung einer neuen Type nicht lange durch das Warten auf die Vorrichtungen aufgehalten wird, aber auch vor allen Dingen den finanziellen Vorteil, daß nicht viel Kapital in den Vorrichtungen festliegt.

Infolgedessen bilden derartige billige Vorrichtungen nicht, wie es bei anderen kostspieligeren Bauweisen schon vorgekommen ist, ein Hindernis für die Fortentwicklung weil man sich scheut, die teueren Vorrichtungen zum alten Eisen abzuschreiben.

Ebenso wie die geringen Vorrichtungskosten für schnelle Fortentwicklung der Typen wichtig sind, sind sie es auch für die bei plötzlichen Serienaufträgen notwendige Produktionssteigerung, weil sie, wie gesagt, in sehr kurzer Zeit zur Verfügung stehen können.

Es ist von anderer Seite, beispielsweise vom »Aerodlane«, sehr oft zugunsten einer komplizierten Bauweise angeführt worden, daß sie sich zwar für Einzelherstellung nicht eignet, aber bei Massenproduktion durch Anwendung von Vorrichtungen, die sich erst dann bezahlt machen würden, sehr billig sei. Es ist natürlich klar, daß auch teuere Vorrichtungen bei Massenherstellung die einzelnen Maschinen schließlich nicht sehr stark belasten; bei billigen Vorrichtungen aber wird die Belastung auch dann noch geringer sein. Ausserdem kann auch eine in Massenherstellung befindliche Sache durch bessere Typen völlig überholt werden. Dabei gehen dann aber große Kapitalien durch die teueren Vorrichtungen verloren, während im anderen Falle eine Umstellung leichter möglich ist.

Natürlich werden die Vorrichtungen, die zu einer bestimmten Maschinentype gehören, immer zahlreicher und immer vollständiger, je größer die herzustellende Serie ist. Der Wertunterschied zwischen den zu einer einfachen Konstruktion und den zu einer komplizierten Maschine gehörigen ganzen Vorrichtungssätzen wird daher relativ immer derselbe sein.

Alle im Einzelbau hergestellten Spante, Rippen, Beschläge usw. werden in der Kontrolle geprüft, damit etwaige Fehler nicht erst beim Zusammenbau, wo sie Zeitverlust bringen würden, oder gar erst später an der fertigen Maschine, wo sie noch mehr schaden können, entdeckt werden.

Der Zusammenbau selbst wird dadurch, daß, wie schon gesagt, selbst alle Anschlüsse und Lagerstellen für Rohrleitungen, Reguliergestänge, Instrumente und alle Teile vorgesehen sind, sehr beschleunigt.

Wir haben früher im Stundenlohn arbeiten lassen, aber heute fast durchweg Akkord eingeführt und dabei Ersparnisse an Arbeitszeit von 30 bis 50 vH gemacht.

Durch ein sehr praktisches Nachkalkulations-System werden alle Aufträge abgerechnet und die einander entsprechenden Herstellungszeiten miteinander verglichen. Man übersieht daher dauernd, wieviel Arbeit für die Maschine selbst, und wieviel für Vorrichtungen oder sogenannte »unproduktive« Arbeit aufgewendet wird.

In der gleichen Weise werden die zur Herstellung von Werkstattzeichnungen nötigen Arbeitszeiten mit besonderen Karten kontrolliert. Alle auf diese Weise auffallenden, besonders zeitraubenden Arbeitsvorgänge werden dann untersucht, und in vielen Fällen hat sich sofort ein Weg zu einer wesentlichen Vereinfachung gefunden.

Alle derartigen Konstruktionsänderungen werden sofort in den Zeichnungen niedergelegt. Damit dies nicht vergessen werden kann, schreibt die Werkstatt entsprechende Fehler-

meldungen oder Änderungsmitteilungen aus, die dann zwangsläufig im Konstruktionsbüro erledigt werden müssen.

Von jeder Maschine wird ein vollständiger Satz Zeichnungen und Stücklisten im Archiv aufbewahrt, so daß man bei späteren Erfahrungen, die mit dieser Maschine gemacht werden, stets noch feststellen kann, wie der betreffende Teil ausgeführt war.

Das ganze System dieser Zusammenarbeit zwischen Konstruktionsbüro, Werkstatt und Nachkalkulation ist natürlich auf Grund unserer Erfahrungen mehr und mehr verbessert und ausgebaut worden. Eine erschöpfende Erklärung würde allein mehrere Stunden in Anspruch nehmen.

Ich will nun noch kurz einige Beispiele zu dem bisher Gesagten zeigen:

In Abb. 1 ist die Anzahl der für 6 hintereinander gebaute Flugzeuge, Typ Ro III, notwendig gewesenen Arbeitsstunden vergleichsweise dargestellt.

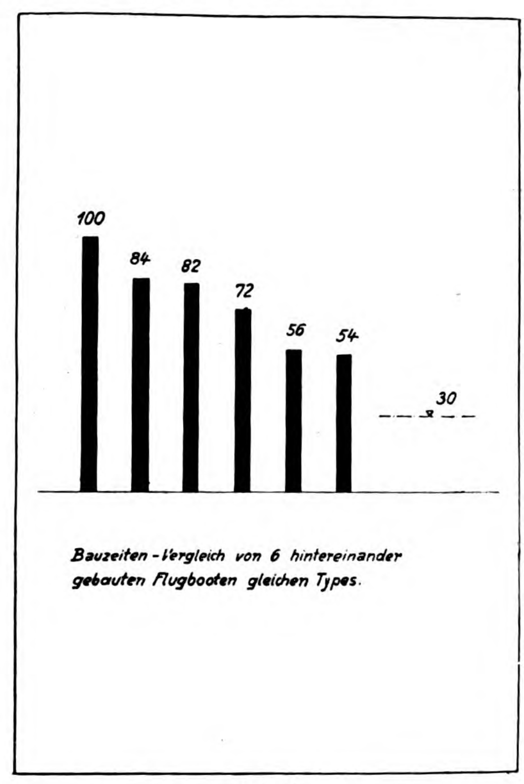


Abb. 1.

Da ich mit Rücksicht auf den Wettbewerb mit anderen Firmen die wirklich für eine Maschine aufgewendete Arbeitszeit nicht angeben kann, ist die Zahl der ersten Maschine einer Reihe = 100 und die anderen in ein entsprechendes Verhältnis dazu gesetzt.

Die hier mit »100« bezeichnete Maschine war im Übrigen natürlich nicht die erste Maschine dieser Type, sondern gehörte zu einer wesentlich späteren Maschine, die erst angefangen wurde, als der Typ als solcher vollständig ausprobiert war.

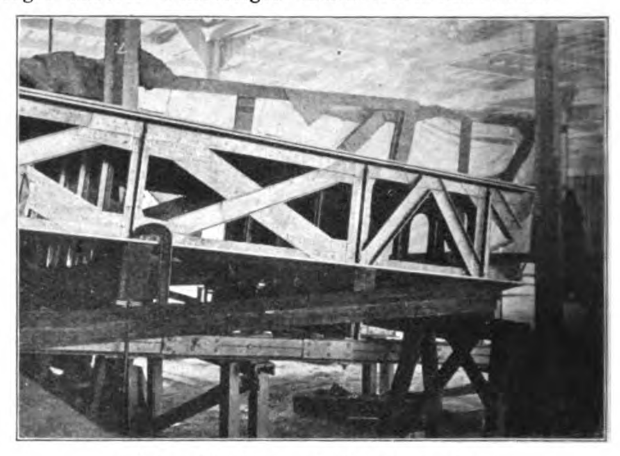
Am Schluß des Bildes ist mit 30 vH die Zahl der Stunden angegeben, die für die gleiche Maschine ungefähr herauskäme, wenn wie erst heute mit dem Bau beginnen würden.

Um die Arbeitszeit so abzukürzen, werden, wie schon gesagt, die verschiedenen Einzelarbeitszeiten festgestellt und miteinander verglichen, um auf diese Weise zu erkennen, wo weitere Ersparnisse möglich sind.

Abb. 2 zeigt die anteiligen Arbeitszeiten für die Haupt-Arbeitsabschnitte beim Bau eines unserer Hohlkastenflügelträger.

Um die für den Flügelträger *a* und den Träger *b*, die beide verschiedene Größen haben, aufgewendeten Bauzeiten miteinander vergleichen zu können, werden dieselben auf gleiches Gewicht bezogen.

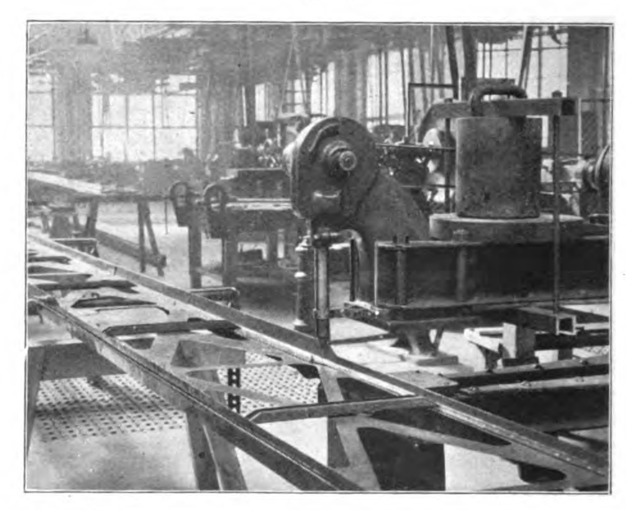
Der Flügelträger *a* gehört zu einem Außenflügel des Flugbootes Ro III, der Flügelträger *b* zu einem Außenflügel unserer 3-motorigen Landverkehrsmaschine.



Flügelträger-Arbeitszeiten.

Arbeitsvorgang	Flugzeug a	Flugzeug b
a) Herstellung aller Teile ohne Nietarbeit	30	27
b) Zusammenbau und Nieten		
aller Querwände	3	5
aller Längswände	13	8
aller Ober- und Unterhaut	28	30
des ganzen Trägers	26	30
Herstellung des Flügelträgers	100 vH	100 vH

Abb. 2.



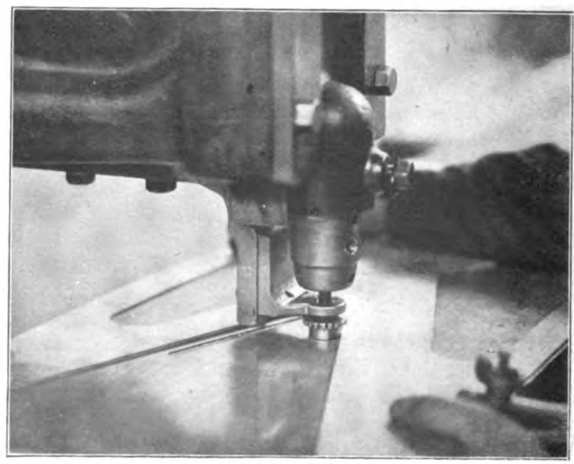


Abb. 3.

Auf gleiches Gewicht bezogen waren zum Flügelträger *b* der Landmaschine etwas weniger als 60 vH der für den Flügelträger *a* aufgewendeten Arbeitsstunden nötig. Diese Verbesserung hat sich auf alle Teile des Flügelträgers erstreckt, da die Anteile der verschiedenen Arbeiten bei den Trägern *a* und *b* ziemlich gleich waren.

Die wesentlichste Ersparnis ergab sich wohl beim Zusammenbau und Nieten der Längswände, wobei im Verhältnis von 13 zu 8, also relativ sehr stark verbesserte, Zeitwerte erzielt wurden. Diese Verbesserung wurde erreicht durch ein einfaches Stanzverfahren, bei welchem die Aussparungen in den Längswänden entsprechend einer aufgepreßten Holzschablone durch eine Decoupierstanze herausgearbeitet werden, und zweitens durch maschinelle Nietung. (Abb. 3).

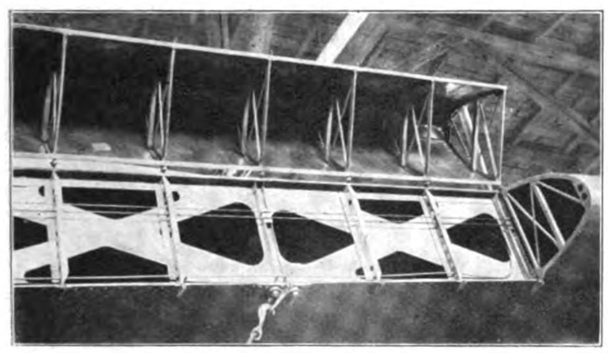


Abb. 4.

In Abb. 4 ist eine Flügelträgerlängswand dargestellt, bei welcher die Diagonalen nicht durch Aussparen der Öffnungen entstanden sind, sondern durch Aufnieten besonderer Profile. Die heutige Methode des Ausstanzens entsprechend einer Schablone ist aber bedeutend zweckmäßiger.

Abb. 5 zeigt die Arbeitszeitanteile bei der Herstellung der ganzen Flügel, deren Träger schon der Abb. 3 zugrunde gelegen haben.

Flügel-Arbeitszeiten.

Arbeitsvorgang	Flugzeug a	Flugzeug b
Herstellung des Flügelträgers	51	55
Herstellung der Nasenrippenkästen	10	11
Herstellung d. Endrippenkästen	7	7
Herstellung d. Querruderkästen	10	9
Herstellung des Querruders .	18	6
Herstellung der Flügelkappe .	—	8
Zusammenbau des Flügels . .	4	4
Gesamtflügel	100 vH	100 vH

Abb. 5.

Bezieht man die Herstellungszeit für den ganzen Flügel auf gleiches Gewicht, so beträgt die Ersparnis des Flügels *b* gegenüber *a* nur 31,5 vH gegen 40 vH beim Träger allein. Dies rührt daher, daß das abgerundete Flügelende, das wir hier zum erstenmal gemacht haben, ziemlich teuer geworden ist.

Die Zusammenstellung zeigt außerdem, daß die Kosten für den Zusammenbau des Flügels aus seinen einzelnen Bestandteilen ziemlich gering sind, jedenfalls viel geringer als die Ersparnis, die an den einzelnen Teilen dadurch gemacht werden, daß man von allen Seiten leicht an sie heran kann.

Die nächste Abb. 6 zeigt, daß auch ohne konstruktive Verbesserungen und ohne Vergrößerung der Serien, allein durch praktische Werkstattmaßnahmen sehr viel Arbeitszeit gespart werden kann.

Die hier schematisch dargestellten Nasenkästen und Endrippenkästen vor den Querrudern gehören zu den beiden gleichen Maschinen, wie die bisher betrachteten Flügel und Flügelteile.

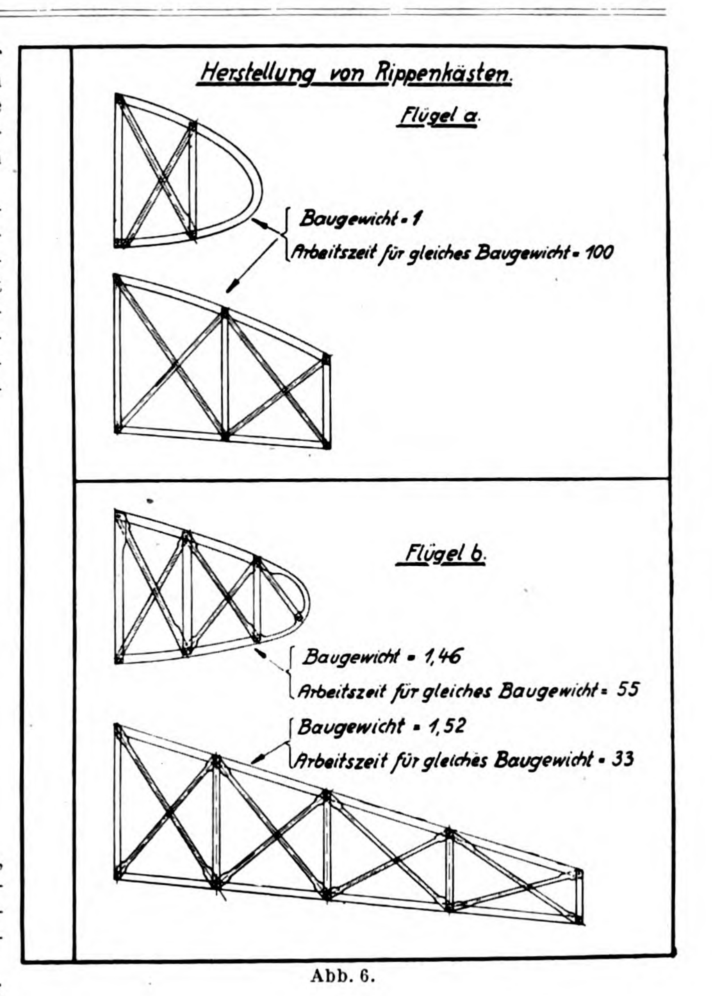


Abb. 6.

Herstellung von Rudern

Alte Bauweise | Neue Bauweise

Baugewicht = 1
Arbeitszeit für gleiches Baugewicht = 100

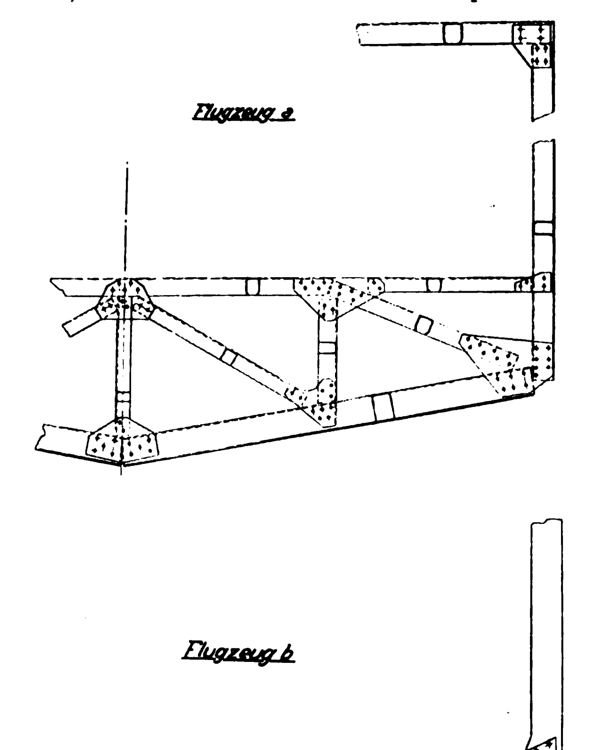
Baugewicht = 0,8
Arbeitszeit für gleiches Baugewicht =

Abb. 7.

Umgekehrt zeigt Abb. 7, wie durch rein konstruktive Maßnahmen die Arbeitszeit für die Herstellung von Rudern verkürzt worden ist.

Abb. 8 zeigt, wie durch Verbindung von konstruktiven und Werkstattmaßnahmen die Arbeitszeiten für den Bau eines bestimmten Spantes herabgesetzt wurden.

Die angegebenen Arbeitszeiten sind wieder auf gleiches Gewicht bezogen, da ich die wirklichen Arbeitszeiten hier nicht angeben kann. Der Vergleich ist aber insofern einwandfrei, als es sich immer um denselben Spant handelt



Bauzeiten eines Spantes in dreijähriger Entwicklung.

Arbeitszeit auf gleiches Gewicht bezogen

Flugzeug a	100	Flugzeug e	98
Flugzeug b	129	Flugzeug f	42
Flugzeug c	120	Flugzeug g	41
Flugzeug d	102	Flugzeug h	28

Abb. 8.

und das Gewicht dieses Spantes bei den verschiedenen Maschinen trotz der verschiedenen konstruktiven Ausführung immer dasselbe geblieben ist. Es dreht sich also ziemlich ausschließlich um die mehr oder wenigerschnelle Herstellung.

Bei dem ursprünglichen Spant der ersten Maschine waren die Profile durch Knotenbleche in zwei Ebenen verbunden; die Folge waren sehr komplizierte Vorhalteisen zum Nieten. Aus diesem Grunde wurde die Konstruktion geändert, so daß nur ein zwischen den Profilen liegendes Knotenblech vorgesehen war. Trotzdem stieg die Arbeitszeit, da die Werkstatt sehr beschäftigt war und ziemlich viel ungeübte Leute verwendet werden mußten.

Der Spant wurde dann in Kleinigkeiten noch etwas weiter vereinfacht, vor allen Dingen wurde aber vom Flugzeug *F* ab Akkord eingeführt, mit dem Ergebnis, daß die Arbeitszeiten sofort auf weniger als die Hälfte zurückgingen.

Der Fortschritt von *G* zu *H* ist dann durch eine Konstruktionsänderung, die ich aber aus Patentgründen leider noch nicht beschreiben kann, erzielt worden.

Ähnliche Beispiele könnten noch in beliebiger Zahl angeführt werden, z. B. wurde durch Vereinfachung der Spante und eine praktische Methode der Hautbefestigung die Arbeitszeit für die Herstellung äußerlich absolut gleicher Schwimmer um 40 vH gedrückt.

Ich glaube, daß es keinen Zweck hat, durch noch weitere Beispiele zu zeigen, wie große Ersparnisse an Arbeitszeit heute noch gemacht werden können.

Ich bin überzeugt, daß wir auch ohne besonders große Serien zu bauen, falls es uns nur gelingen sollte, immer so viel Aufträge zu haben, daß der Betrieb in der bisherigen Größe von einigen Hundert Arbeitern beschäftigt ist, in einem oder zwei Jahren mit Arbeitszeiten rechnen können, die höchstens noch ein Drittel oder die Hälfte der heute schon ziemlich kurzen Zeiten betragen.

Das Metallflugzeug wird dann im Preis auch in kleinen Serien wesentlich niedriger sein, als Holzflugzeuge heute sind.

In den Vorträgen der WGL sind die Fragen nach allen Richtungen und Möglichkeiten behandelt worden, auf welche Weise man noch mehr Flugleistung aus 1 kg Flugwerkgewicht oder 1 kg Benzin herausholen kann, und ich möchte der WGL deshalb für den Vorzug danken, daß ich heute hier zum erstenmal über die Möglichkeiten aus 1 Stunde menschlicher Arbeit, die schließlich unser wertvollstes Gut ist, habe sprechen dürfen.

Aussprache:

Dipl.-Ing. Spiegel: Die Ausführungen des Herrn Dr. Rohrbach sind besonders zu begrüßen, weil sie in den Kreis der bisher in der WGL behandelten Themen die reinen Herstellungs- und Fabrikationsfragen neu einführen. Wenn auch, wie der Herr Vortragende hervorhob, solche Fragen wenig mit reiner Wissenschaft zu tun haben, so stehen sie doch mit dieser in Wechselwirkung. Die Wissenschaft stellt einerseits der Fabrikation bestimmte Aufgaben, anderseits geben häufig Fabrikations- und Herstellungsfragen den Anstoß zu neuen wissenschaftlichen Forschungsarbeiten.

Es wäre daher sehr wünschenswert, wenn in Zukunft in der WGL öfters über derartige Fragen gesprochen und sich hieraus schließlich ein reger Gedankenaustausch zwischen den einzelnen Herstellerfirmen entwickeln würde.

Wie vorteilhaft ein solcher offener Gedanken- und Erfahrungsaustausch für die Entwicklung eines bestimmten Industriezweiges sein kann, ist zur Genüge aus der amerikanischen Industrie bekannt.

Gerade in der jetzigen Zeit, in der sich immer mehr Firmen dem reinen Leichtmetallbau zuwenden, könnte außerordentlich viel an Geld und Arbeitskräften gespart werden, wenn nicht jede Firma von neuem die Anfangsversuche vornehmen und Kinderkrankheiten durchmachen müßte, um schließlich zu denselben Erfahrungen zu gelangen, die die anderen schon vorher gemacht haben. Selbstverständlich müßte völlige Gegenseitigkeit herrschen und nicht der eine oder andere aus vermeintlichen Wettbewerbsinteressen sich fernhalten.

Solcher Gedankenaustausch könnte weiter in der Form ausgebaut werden, daß zwecks Klärung besonders schwieriger Fragen bestimmte Vereinbarungen getroffen werden, auf Grund welcher jede beteiligte Firma die Bearbeitung einer bestimmten Aufgabe übernimmt. Als solche Aufgaben kämen beispielsweise in Betracht: Systematische Untersuchungen der Torsionsfestigkeit von zusammengesetzten Querschnitten, Druckfestigkeit von Fachwerkstäben, Prüfungen von Konservierungsmitteln usw.

Unter der beratenden und vermittelnden Mitwirkung der DVL könnte auf solche Weise trotz der im allgemeinen nur in beschränktem Maße zur Verfügung stehenden Mittel für die Weiterentwicklung des deutschen Flugzeugbaues sehr Ersprießliches geleistet werden.

Wenn ich jetzt auf Einzelheiten in dem Vortrage des Herrn Dr. Rohrbach näher eingehe, so möchte ich zunächst bemerken, daß meiner Ansicht nach für manche Zwecke der Holzflugzeugbau doch noch eine gewisse Berechtigung hat und auch ferner beibehalten wird. Gerade im Kleinflugzeugbau, wo es auch heute noch häufig auf die rasche Entwicklung neuer Typen ankommt, ist das Holz das geeignetste Konstruktionsmaterial. Ohne zeitraubende Vorarbeiten im Konstruktionsbureau und mit Hilfe ganz einfacher Fabrikationsvorrichtungen erlaubt Holz eine neue Maschine in einem Bruchteil der Zeit erstehen zu lassen, die für eine Reinmetallmaschine, insbesondere Leichtmetallmaschine, erforderlich wäre. Aus diesem Grunde entschließt man sich auch viel rascher zur Vornahme von grundlegenden Änderungen sowie zur Schaffung von neuen Typen, was der allgemeinen Entwicklung nur förderlich ist.

Soll allerdings ein bestimmtes Muster in größeren Serien hergestellt werden, dann verschiebt sich das Bild vollkommen und der Metallbau kann im Hinblick auf seine sonstigen großen Vorzüge als der vorteilhaftere erscheinen.

Für den Holzbau bei kleineren Flugzeugen spricht noch daß die Dimensionierung und richtige Formgebung der zu. Anwendung gelangenden kleinen Querschnitte bei Verwendung von Metall große Schwierigkeiten machen würde, falls man nicht zur Erlangung der notwendigen örtlichen Steifigkeit einen großen Gewichtsaufwand mit in Kauf nehmen will, im Gegensatz zu Holz, bei welchem sich die Dimensionen leicht beherrschen lassen.

Bei großen Maschinen liegen diese Schwierigkeiten nicht mehr vor, die zur Verfügung stehende Bauzeit ist meist erheblich reichlicher bemessen, auch spielt in der Regel der Preis der ersten Maschine keine so ausschlaggebende Rolle, so daß Holz als Baumaterial ausscheidet.

Hinsichtlich des Vergleichs von Stahl und Leichtmetall möchte ich darauf hinweisen, daß in verschiedenen Fällen für die Dimensionierung bestimmter Bauglieder nicht die Festigkeit, sondern die Steifigkeit maßgebend ist. Zum Beispiel bei hochbelasteten freitragenden Eindeckerflügeln, Torsionswellen für Querruder usw. Kennzeichnend für das Verhalten der verschiedenen Materialien in bezug auf Steifigkeit ist das Verhältnis

$$\frac{\text{Elastizitätsmodul bzw. Gleitmodul}}{\text{spezifisches Gewicht}}.$$

Dieses Verhältnis ist ungefähr das gleiche für hochwertiges Leichtmetall und für Stahl, wobei aber zu berücksichtigen ist, daß für ziemlich alle Stahlqualitäten, also auch für die von geringerer Festigkeit, der Elastizitätsmodul immer annähernd den gleichen Wert von 2150000 besitzt. Ist man also gezwungen, aus Gründen der Steifigkeit ein Bauglied stärker zu dimensionieren, als es die reine Festigkeitsrechnung erforderlich macht, so kann man ohne Gefahr eine geringere Qualität Stahl, von beispielsweise 50 bis 60 kg Festigkeit, verwenden, ohne schwerer zu werden als bei Benutzung von Leichtmetall, hat aber hierbei den Vorteil erheblich größerer Billigkeit.

Hinsichtlich der Vor- und Nachteile der offenen und geschlossenen Profile teile ich durchaus die Ansichten des Herrn Vortragenden. Jedoch ist nicht zu verkennen, daß bei ganz großen Flugzeugen infolge der gegebenen konstruktiven Möglichkeiten das geschlossene Profil, insbesondere in Form von Rohren, sehr wesentliche Vorteile bieten kann, insofern es gelingt, die sonst dem geschlossenen Profil anhaftenden Nachteile zu vermeiden. Dies ist aber durch besondere konstruktive Maßnahmen ohne weiteres zu ermöglichen Die Hauptvorteile des Rohres gegenüber zusammengesetzten Profilen sind folgende:

1. Weitestgehende Ausnutzung des Querschnittes, insbesondere bei auf Knickung beanspruchten Druckstäben,
2. Fortfall der Längsnähte,
3. bequeme Bearbeitbarkeit, daher stufenweise Anpassung des Querschnittes an die jeweils auftretenden Kräfte durch einfaches Überdrehen,
4. die Stoßverbindungen können aus einfachen Verschraubungen bestehen, die nur einen Bruchteil des Gewichtes erfordern, das für die bei zusammengesetzten Profilen zur Anwendung gelangenden Nietlaschungen aufgewendet werden muß.

Wenn man weiter durch entsprechende konstruktive Ausbildung des Knotenpunktes alle Anbohrungen des Rohres vermeidet, so ist es ohne Schwierigkeiten möglich, einen solchen rohrförmigen Gurt nach außen so vollkommen abzudichten, daß auch bei Deformationen ein Eindringen von Seewasser in das Rohrinnere mit Sicherheit zu vermeiden ist. Naturgemäß besteht weiterhin die Möglichkeit, vor dem Zusammenbau die Innenseiten durch Übergießen mit einem Konservierungsmittel noch besonders zu schützen. Ich darf in diesem Zusammenhange nochmals das Bild einer Knotenpunktkonstruktion des Rumpler-Trans-Ozeanflugzeuges zeigen, bei welchem die genannten Gesichtspunkte bereits berücksichtigt sind. (Vortrag Dr.-Ing. E. Rumpler, Abb. 26.) Durch Einschaltung einer besonderen Muffe, an welcher sämtliche Diagonalen und Pfosten angreifen und die nach beiden Richtungen hin durch Verschraubungen axial gehalten ist, ist es im vorliegenden Falle gelungen, jegliche Anbohrung des rohrförmigen Gurtes zu vermeiden.

Sehr zum Vorteil für die Anwendung von Rohren mit großen Querschnitten ist die Tatsache, daß in der Aluminiumindustrie, und zwar soweit wie mir bekannt ist, bei den Vereinigten Aluminium-Werken A.-G., Lautawerk, Bestrebungen im Gange sind, das Maximalgewicht der aus einem einzigen Stück herstellbaren Teile aus hochwertigem Material wesentlich zu steigern. Dieses Gewicht beträgt bisher nur etwa 25 bis 30 kg, so daß bei großen Querschnitten sehr häufige Stöße erforderlich werden. Eine Erhöhung des Stückgewichtes würde eine Ersparung an Konstruktionsgewicht und Arbeitsaufwand bedeuten.

Auch hinsichtlich der tragenden Außenhaut können sich die Verhältnisse bei sehr großen Flugzeugen verschieben. Die Dimensionen der Haut bestimmen sich in erster Linie aus der Widerstandsfähigkeit gegen örtliche Einflüsse, werden also auch bei sehr großen Flugzeugen nur unwesentlich größer sein als bei kleineren und mittleren. Während aber bei den letzteren die Dicke der Haut noch in einem gewissen Einklang steht zu den Stärken der inneren Konstruktionsteile und somit die Haut zwanglos, gegebenenfalls unter geringer Verstärkung als tragendes Glied mit herangezogen werden kann, ergibt sich bei sehr großen Flugzeugen ein krasses Mißverhältnis zwischen den Wandstärken des Fachwerks und der Haut. Der Gewinn durch Heranziehung der Haut wäre also in solchem Falle verschwindend gering und würde den durch die erforderlichen Versteifungen und Verbände entstehenden Gewichtsaufwand nicht rechtfertigen. Es sei hierbei wieder an das Rumpler-Ozeanflugzeug erinnert, bei welchem sich für die Gurte der Holme Wandstärken bis zu 20 mm ergeben, während die Haut nur ca. 1 bis 1½ mm stark sein soll.

Ich habe im vorstehenden nur einige wenige Gedanken vorgebracht, zu denen mir der Vortrag des Herrn Dr. Rohrbach Anregung gegeben hat, und ich möchte zum Schluß die Hoffnung aussprechen, daß durch das anfangs von mir erwähnte gemeinsame Zusammenarbeiten die Entwicklung unserer Flugzeugindustrie eine kräftige Förderung erfahren möge.

Direktor Hüttner: Ich darf es wohl als einen besonders glücklichen Gedanken der WGL bezeichnen, daß sie gerade in der diesjährigen Sitzung einem unserer hervorragendsten Flugzeugkonstrukteure Gelegenheit gegeben hat, über Material- und Herstellungsfragen für Flugzeuge

zu sprechen, ist doch die jetzige Zeit, in der die Flugzeugindustrie, befreit von einem großen Teil der Fesseln des Londoner Ultimatums, vor einer neuen Phase der Entwicklung steht, besonders geeignet für dieses Thema. Unsere

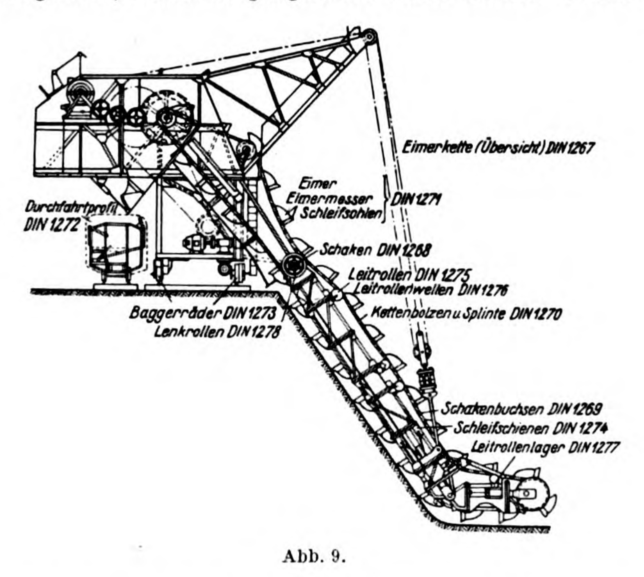


Abb. 9.

deutsche Flugzeugindustrie hat gegenüber den Industrien des Auslandes ja einen erheblich schwereren Existenzkampf auszutragen, weil sie, abgesehen von einigen wenigen Sportflugzeugen, sich nur mit der Herstellung von Verkehrsflugzeugen befassen kann, ihr also das wichtigste Absatzgebiet, das der Militärflugzeuge, völlig fehlt. Sie ist daher

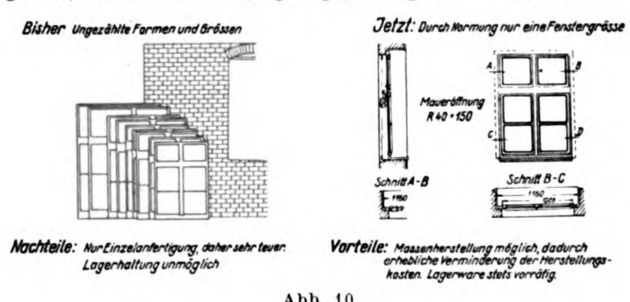


Abb. 10.

gezwungen, alles daran zu setzen, das ihr noch verbleibende Absatzgebiet möglichst groß zu gestalten, eine Aufgabe, die nur gelöst werden kann, wenn es gelingt, dem Luftverkehr eine immer weitere Ausdehnung zu geben und die

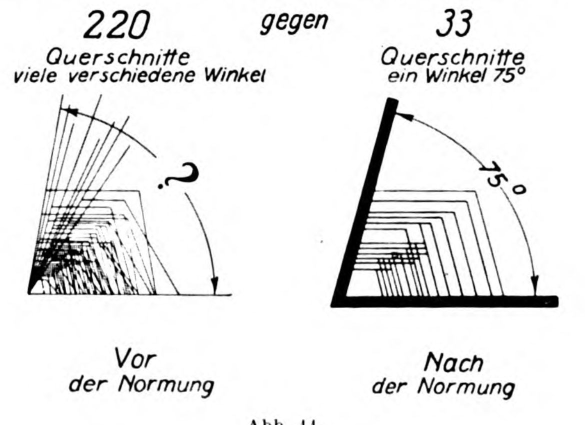


Abb. 11.

Preise so zu bemessen, daß es weiten Kreisen unserer Bevölkerung möglich wird, das Flugzeug für seine Reisezwecke zu benutzen.

Nun sind ja in der Hauptsache drei Faktoren für die Gestaltung der Flugpreise maßgebend. Der Brennstoffverbrauch, der Anschaffungspreis für die Maschinen und die Amortisationskosten für die Flugzeuge. Gerechnet auf die zu befördernde Person ergibt sich für alle diese drei Faktoren eine erheblich ungünstigere Zahl als im Automobilverkehr oder bei der Eisenbahn, hier müssen daher Luftverkehrsgesellschaften und Flugzeugindustrie zusammenarbeiten, um eine Reduzierung dieser Kosten herbeizuführen.

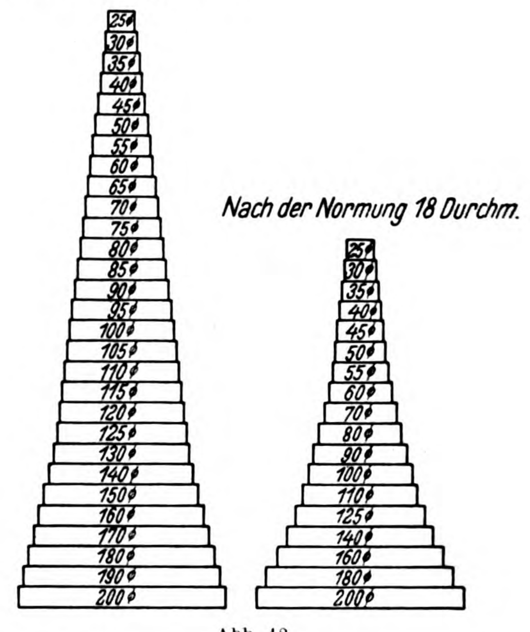


Abb. 12.

Die Frage des Brennstoffpreises wird vielleicht schon in Kürze in einem für den Luftverkehr günstigen Sinn gelöst werden, denn wenngleich Deutschland im Rahmen des Weltmarkts für Betriebsstoffe nur einen verhältnismäßig kleinen Ausschnitt darstellt, so vollzieht sich doch gerade jetzt am deutschen Betriebsstoffmarkt ein Aufmarsch von Mächtegruppen, der Entwicklungsmöglichkeiten voraus-

Normteil	Zahl der Modelle vor und nach der Normung	vorher	nachher
Wellendurchm.		29	18
Schalenkupplungen		24	13
Scheibenkupplgn.		24	13
Kugelstehlager u. lange Gleitlager		20	13
Kurze Gleitlager		29	18
Sohlplatten		18	14
Wandarme		42	37
Winkelarme		9	8
Mauerkasten		15	12
Hängeböcke		19	15
Stehböcke		35	23
Hängelager		146	46

Abb. 13.

ahnen läßt, die erheblich über die relative Bedeutung des deutschen Marktes hinausgehen und vielleicht geeignet sind, Deutschland wieder von einem Objekt zum Subjekt der Erdölpolitik zu machen. Insonderheit gewinnen aber die Arbeiten des Farbentrusts, aus der Kohle flüssigen Brennstoff zu gewinnen, immer mehr an Bedeutung, und hierdurch wird hoffentlich in absehbarer Zeit die Möglichkeit geschaffen, Deutschland in seinem Ölbedarf vom Ausland unab-

hängig zu machen und die Brennstoffpreise wesentlich herabzusetzen.

In zweiter Linie ist es der Anschaffungspreis der Flugzeuge, der für die Flugpreisgestaltung maßgebend ist, und durch diesen wird ja auch der dritte Faktor, die

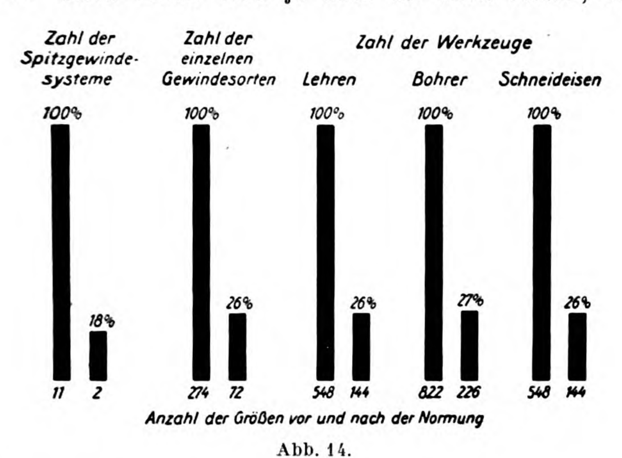


Abb. 14.

Amortisationskosten, wesentlich beeinflußt. Spielt zwar die Amortisation des Motors eine größere Rolle als die der Zelle, so entfällt doch auch auf die letztere ein so wesentlicher Prozentsatz, daß eine Reduzierung des Anschaffungs-

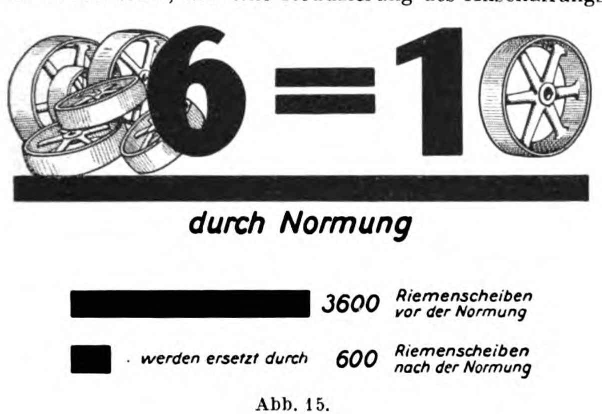


Abb. 15.

preises auch von erheblichem Einfluß auf die Amortisationskosten sein muß. Soll daher die Möglichkeit geschaffen werden, den Luftverkehr zu verbilligen, so kann die Flug-

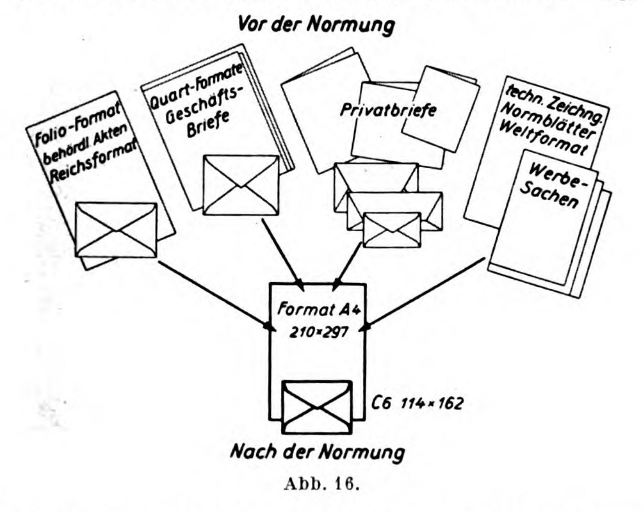


Abb. 16.

zeugindustrie selbst durch Verbilligung der Herstellungskosten hierzu wesentlich beitragen. Herr Dr. Rohrbach hat in seinen sehr interessanten Ausführungen bereits darauf hingewiesen, welche Verbilligung durch die Einführung von Akkordarbeit sowie bei Fertigung mehrerer Maschinen des gleichen Typs bei der zuletzt gefertigten gegenüber der zuerst hergestellten Maschine eingetreten ist. Sicherlich kann aber noch eine weitere erhebliche Verbilligung in der Herstellung erreicht werden, wenn die Flugzeug-

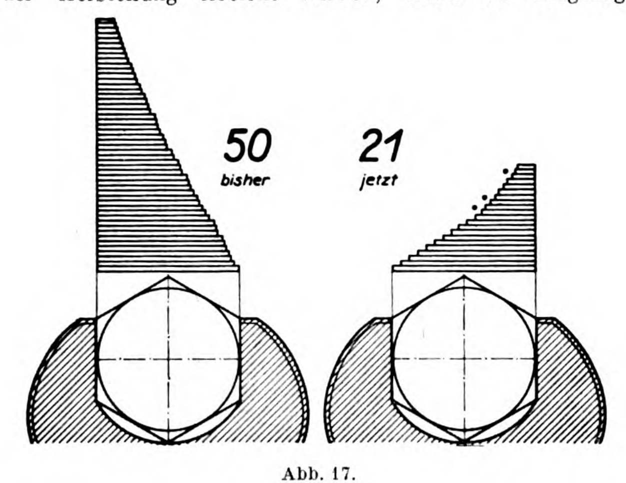


Abb. 17.

industrie in stärkerem Maß als bisher zur Normung von Einzelteilen und auch Baustoffen übergehen würde. Sie alle, meine sehr verehrten Anwesenden, wissen, welchen

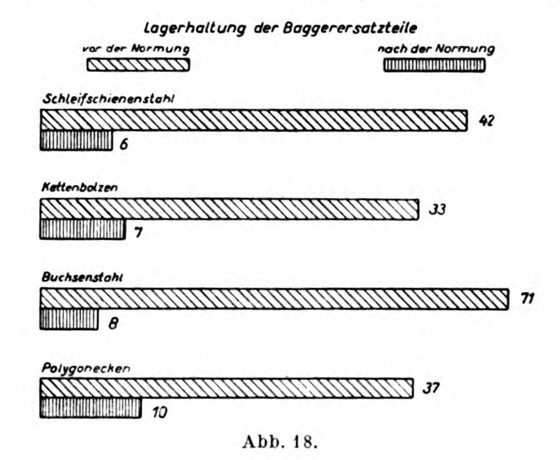


Abb. 18.

schweren Existenzkampf die deutsche Automobilindustrie gegenüber der amerikanischen durchzufechten hatte. Wenn es ihr gelungen ist, das Verhältnis der gekauften deutschen

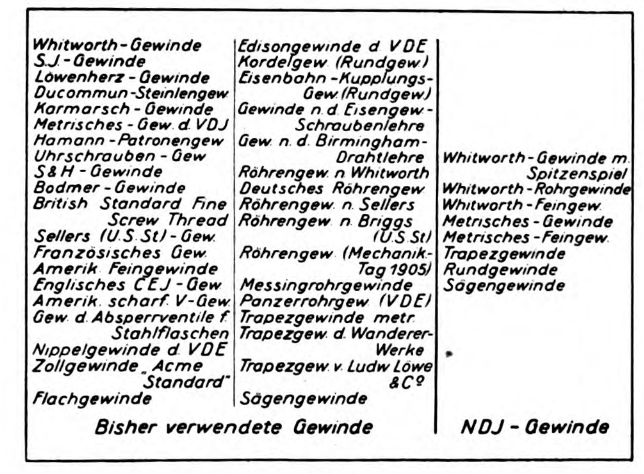


Abb. 19.

Wagen zu den amerikanischen seit Freigabe der amerikanischen Einfuhr schon jetzt wesentlich zu ihren Gunsten gebessert zu haben, so ist dies neben der Qualität der deutschen Wagen in erster Linie der Normung zu verdanken, die die deutsche Automobilindustrie seit 2 Jahren so stark

gefördert hat, daß der zuerst sehr beträchtliche amerikanische Vorsprung bereits jetzt zum größten Teil eingeholt ist und der Herstellungspreis der deutschen Wagen durch diese Normungsarbeiten wesentlich reduziert werden konnte. Nun kann man allerdings sehr leicht der Ansicht

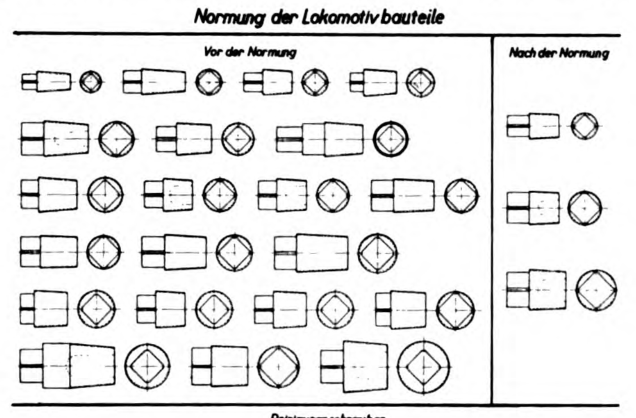


Abb. 20.

sein, daß der Flugzeugbau sich noch so sehr in einem Entwicklungsstadium befindet, daß eine Normung die Freizügigkeit des Konstrukteurs nur schädlich beeinflussen würde. Gewiß ist eine so weitgehende Normung, wie wir sie in der Automobilindustrie zu erreichen streben, für den

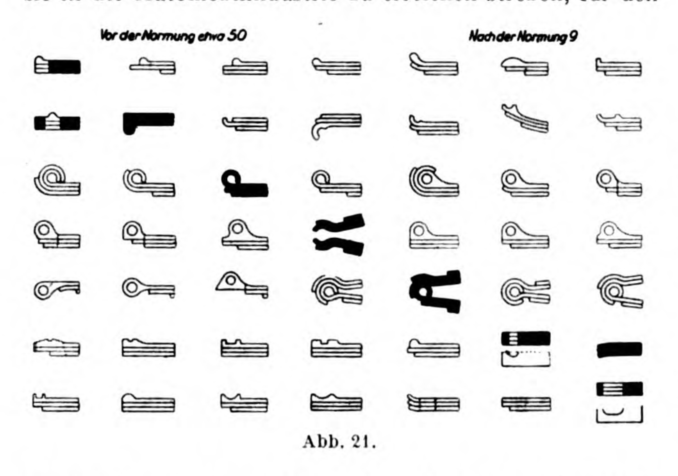


Abb. 21.

Flugzeugbau noch ungeeignet, aber doch gibt es auch hier eine ganze Anzahl von Einzelteilen und Baustoffen, für die eine Normung äußerst zweckmäßig ist. Ich erwähne nur die Verschraubungen, Armaturen, Apparate, Rohre, Drähte

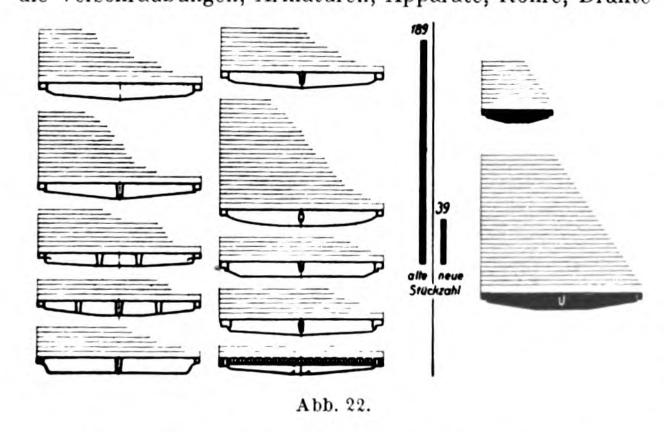


Abb. 22.

usw. Bei solchen Teilen, bei denen sich eine starre Normung noch nicht durchführen läßt, würde die vorläufige Schaffung von Vorschlagsnormblättern wesentliche Vorteile bringen. Gerade im Flugzeugbau, bei dem naturgemäß nicht mit so hohen Stückzahlen wie im Automobilbau gerechnet werden kann, muß die Schaffung von Vorrichtungen, Lehren und Werkzeugen häufig unterbleiben, weil der Preisanteil, der auf das herzustellende Einzelteil entfallen würde, viel zu hoch wäre. Es muß daher eine Anfertigung von Hand vorgenommen werden, die aber teurer und qualitativ bei weitem nicht so gut ist, als wenn das Stück in Vorrichtungen hergestellt würde; so wird sich bei scharfer Prüfung noch manches Teil finden, das an allen Flugzeugen in gleicher oder ähnlicher Ausführung auftritt und genormt zu einem erheblich billigeren Preis von einer Einzelteile herstellenden Firma bezogen werden könnte.

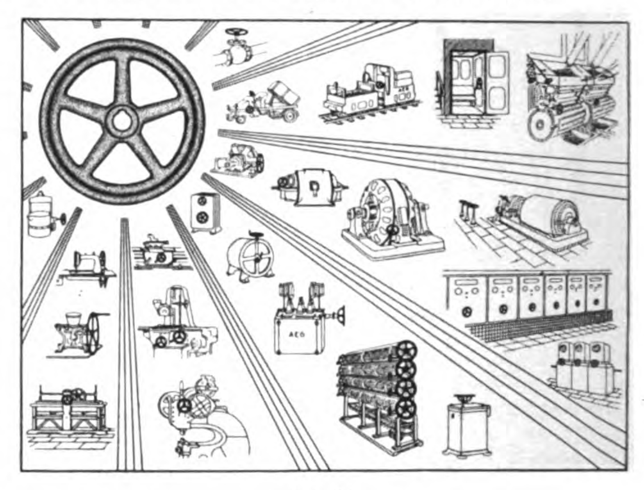


Abb. 23.

Kurz möchte ich noch auf die Vorteile der Gruppenfabrikation hinweisen, die, richtig durchgeführt, erhebliche Verbilligungen durch Fortfall überflüssiger Transportarbeiten, Vereinfachung der Revision usw. usw. ermöglicht und bei Aufteilung in kleinste Arbeitsoperationen auch die Möglichkeit gibt, ungelernte Arbeiter und Frauen zu beschäftigen. Leider verhindert vorläufig die geringe Stückzahl der zu fabrizierenden Flugzeuge eine weitgehende Einführung dieser Fabrikationsart.

Gestatten Sie mir, zum Schluß Ihnen noch einige Beispiele vorzuführen, die zeigen, wie wesentlich die Ausführungsarbeiten und damit die Herstellungspreise sowie die Lagerkosten durch geeignete Normung auf den verschiedenen Gebieten herabgemindert werden können; siehe Abb. 9—23.

Ich hoffe, daß gerade die vorgeführten Lichtbilder deutlicher als Worte den Wert der Normung gezeigt haben, und es würde mir eine besondere Freude sein, wenn meine Ausführungen dazu beitragen könnten, der Normung auch im Flugzeugbau mehr als bisher die Wege zu ebnen.

Ing. M. Neubert: Herr Dr. Rohrbach ist in seinem Vortrag bei Erörterung der Baustoff-Frage:

Duralumin oder Stahl

ausgegangen von dem Vergleich der Zugfestigkeiten dieser Materialien und hat als Bedingung aufgestellt:

Bei Gewichtsgleichwertigkeit muß der Stahl eine Festigkeit aufweisen von

$$40 \times (7{,}8:2{,}8) = \text{rd. } 110 \text{ kg pro mm}^2$$

Diese Bedingung hat jedoch keine volle Gültigkeit, denn bei Auswahl eines Baustoffes kann niemals die Zugfestigkeit des Materials allein bestimmend sein. Dies könnte günstigstenfalls bei reinen Zugorganen zutreffen und dann nur, wenn diese Zugorgane nicht mit Bauteilen in Verbindung stehen, die durch die Deformation des Zugorganes beeinflußt werden können. An Hand eines Beispiels werde dies klargelegt. Ein freitragender Träger sei durch einen Stiel abgefangen. Der Träger wird auf Druck und Biegung beansprucht. Der Stiel ist ein reines Zugorgan. Unter der Voraussetzung, daß der Stiel in Stahlausführung (80 kg

pro mm²) die Fläche F erfordert, müßte derselbe Stiel in Duralumin eine Fläche von $2 \times F$ besitzen. Unter diesen Annahmen ergibt sich für den Stahlstiel nur unter Zugrundelegung der Zerreißfestigkeiten ein Mehrgewicht von $7{,}8:(2 \times 2{,}8) = \underline{1{,}39}$ gegenüber dem Duraluminstiel. Um jedoch in beiden Fällen für den Träger dieselben Beanspruchungen zu erhalten, ist es erforderlich, daß die Deformation beider Stiele gleichgesetzt wird. Es muß also sein:

$$F_D = (220:70) \times F_S = 3{,}15\, F_S.^{1)}$$

Da das Verhältnis der beiden spezifischen Gewichte nur $7{,}8:2{,}8 = 2{,}8$ beträgt, wird der Duraluminstiel unter obigen Voraussetzungen um den Betrag von $3{,}15:2{,}8 = \underline{1{,}12}$ schwerer ausfallen. Würde man also den Duraluminstiel nur gewichtsgleich mit dem Stahlstiel ausführen, so müßte unter Umständen ein entsprechendes Mehrgewicht in den Träger gelegt werden.

Das bisher Gesagte gilt ebenso auch bei Knickstäben. Ein Knickstab, sofern er der »Euler-Formel« genügt, wird in Stahl leichter auszuführen sein als in Duralumin. Auch ein Biegungsträger, bei dem eine bestimmte Deformation (Durchbiegung) eingehalten werden soll, wird in Stahlkonstruktion günstiger auszuführen sein als in Duralumin.

Bei Fachwerkträgern können wohl die Füllungen in Duralumin gefertigt werden, da der Einfluß der Deformation der Füllungen auf die Gesamtdeformation des Trägers äußerst gering ist. (Lit.: Schwengler, Elastizitätstheorie im Eisenbau.) Bei einem ausgeführten Träger ergab sich der Deformationsanteil der Füllungen zu 5 vH der Gesamtdeformation.

Ein wesentlicher Faktor bei der Auswahl der Materialien ist aber auch das Verhältnis der Proportionalitätsgrenze und Elastizitätsgrenze zur Zerreißfestigkeit. Je länger das Material dem Hookeschen Gesetz folgt, desto besser wird die Materialausnützung. Heute wird ja noch in den Bauvorschriften der verschiedensten Länder eine bestimmte Bruchfestigkeit der Flugzeuge, ausgedrückt in Vielfachen des Flugzeuggewichtes, verlangt. Diese Vorschrift bedingt wiederum, daß man mit den Beanspruchungen über die Proportionalitätsgrenze hinaus gehen muß. Nun wachsen die Nebenspannungen sehr rasch, sobald das Material dem Hookeschen Gesetz nicht mehr folgt, bedingt durch die auftretenden rechnungsmäßig nicht mehr erfaßbaren stärkeren Deformationen. Diese Nebenspannungen können dann einen vorzeitigen Bruch der Bauglieder verursachen. Bei legiertem Stahl liegt hier das Verhältnis günstiger als bei Duralumin, s. Abb. 24.

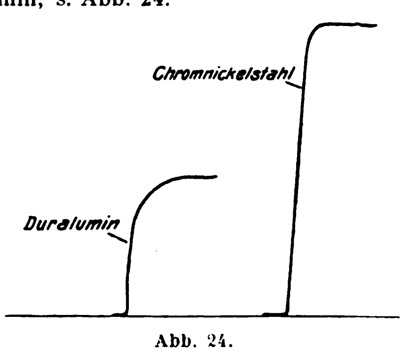


Abb. 24.

Leider war in der Nachkriegszeit ein Chromnickelbandstahl, der höchsten Anforderungen genügen konnte, in Deutschland nicht mehr zu erhalten. Die Dornier-Metallbauten mußten aus diesem Grunde ihren Bedarf an Bandstahl im Ausland decken.

In neuester Zeit hat nun die Dornier-Metallbauten G. m. b. H. in engster Zusammenarbeit mit einem ersten deutschen Stahlwerk Versuche mit Profil- und Nietmaterial angestellt, die zu äußerst günstigen Ergebnissen geführt haben.

[1]) Der Ausdruck (220:70) stellt das Verhältnis der Elastizitätsmodule der Vergleichsmaterialien dar.

Auch der Korrosionswiderstand der Vergleichsmaterialien kann nicht außer acht gelassen werden. Stahl ist bedeutend günstiger als Duralumin gegenüber Korrosionseinflüssen.

Ebenso kann die Wirtschaftlichkeit bestimmend auf die Auswahl des Materials wirken. Die reinen Selbstkosten eines Kilogramms werkfertiger Stahlkonstruktion betragen nur 0,8 des Preises von einem Kilogramm Rohduralumin, selbst unter der Berücksichtigung daß eventl. Gewichts- und größere Zeitaufwendungen für Stahl erforderlich sind. Ein Vergleich hierin kann nur auf Grund genauer Berechnung gegeben werden. Unter Einbeziehung der Generalunkosten werden die Verhältnisse für Duralumin allerdings wieder günstiger in der Beziehung, daß die Preisdifferenzen sich nicht mehr in so großem Maße auswirken. Ganz wesentlich besser wird die Wirtschaftlichkeit zugunsten des Stahls, sobald eine Duraluminkonstruktion gewählt wird, die einen hohen Prozentsatz an Verschnitt und Abfallmaterial ergibt. Bei Verwendung von Duraluminrohren verschiebt sich dieses Verhältnis noch weiter zuungunsten von Duralumin, da der Preis, wie der Herr Vortragende schon erwähnt hat, ca. 50 vH höher liegt als bei Duralumintafel- oder -Bandmaterial. Der eventuellen größeren Arbeitsaufwendung bei Stahlkonstruktion steht auf der anderen Seite eine Arbeitszeitersparnis gegenüber, da die Herstellung von Stahlmaterial viel weniger Zeit erfordert als die Herstellung von Duralumin.

Weiterhin hat Herr Dr. Rohrbach bei Erörterungen der Nietfrage angegeben, daß die Lochleibungsverhältnisse bei Stahl ungünstiger liegen als bei Duralumin. Dies dürfte sicherlich in diesem Zusammenhang auf einem Irrtum beruhen, denn nach den Angaben des Herrn Vortragenden werden Duraluminnieten derselben Legierung, also mit gleichen Zerreißfestigkeiten wie das Baumaterial verwendet, während für die Stahlkonstruktion Eisennieten bislang in Verwendung waren, die bedeutend weicher waren als das Stahlmaterial. Demzufolge kann natürlich die Lochleibung bei Stahl und Eisennieten keinesfalls ungünstiger liegen als bei Duralumin mit Duralumin-Nieten. Ungünstig ist allerdings das Verhältnis, sobald man Eisennieten in Duralumin schlagen muß. Wie der Herr Vortragende ausführt, verwendet die Rohrbach-G. m. b. H. für Holmbeschläge Stahl. Daß diese Stahlbeschläge auf Duralumin niemals leichter werden können als Stahlbeschläge auf Stahl, ist wohl ohne weiteres klar.

Aus all den angeführten Gesichtspunkten heraus möchte ich für die Auswahl des Baumaterials zusammenfassend sagen:

Die Wahl des Baustoffes läßt sich nur unter Berücksichtigung der gegebenen statischen Verhältnisse, der Wirtschaftlichkeit und aus praktischen Erfahrungen heraus von Fall zu Fall festlegen.

Hierbei setze ich als selbstverständlich voraus, daß die ganze Baustoff-Frage sich nur auf die Ausführung hochbeanspruchter Bauteile beziehen kann. Erfahrungsgemäß beträgt deren Gewichtsanteil etwa 8 vH vom Leergewicht und der Stundenanteil 7 vH von der Gesamtstundenanzahl einer Maschine.

Marinebaumeister a. D. Baatz: Herr Dr. Rohrbach hat zur Frage des Materials bei Flugzeugen gesprochen. Er hat den Vergleich zwischen Holz und Metall einerseits und bei den Metallen zwischen Duralumin und Stahl gezogen. Er hat wohl sehr mit Recht betont, daß die Entwicklung des Flugzeuges der Entwicklung jedes anderen Verkehrsmittels, Wagen, Schiffe usw., folgen wird, d. h. von der Holzbauweise zur Metallbauweise übergegangen wird. Die Gründe liegen sowohl in der ungleichmäßigen Struktur des Holzes als auch in der Schwierigkeit, gleichmäßiges Holz, sobald eine Herstellung irgendeines Artikels in größerem Maßstabe vorgenommen wird, zu erhalten. Bei der Frage, welches Metall die Zukunft für sich haben dürfte, gehen die Meinungen noch heute weit auseinander. Herr Dr. Rohrbach vergleicht Stahl von einer Festigkeit von über 100 kg mit der Festigkeit von Aluminiumlegierungen, die bei 40 kg

liegen. Die allgemeine Erscheinung, daß Metall von spezifisch hoher Festigkeit leider eine sehr geringe Dehnung aufweist, hat die Technik der Verkehrsmittel gezwungen, im allgemeinen nicht bis an die obere Grenze der Festigkeit zu gehen, vielmehr sich eines Materials zu bedienen, dessen Dehnung verhältnismäßig groß ist. Ich erinnere daran, daß z. B. Stahl von der Festigkeit von 50 bis 60 kg und einer Dehnung von 10 bis 12 vH in beliebigen Mengen billig hergestellt werden kann. Trotzdem wird in großen Mengen Stahl von geringer Festigkeit, um 40 kg etwa, dafür aber mit einer Dehnung von 18 bis 20 vH und darüber bei dem Bau von Verkehrsmitteln verwandt. Seine Ursache hat diese Tendenz in der Wahl des Materials darin, daß ein Verkehrsmittel leicht Kollisionen mit anderen oder mit feststehenden Gegenständen ausgesetzt ist und daß es für solche Fälle zweckmäßig ist, wenn zunächst der Träger verbiegt und nicht gleich bricht. Es wird also im allgemeinen ein Material gefordert, das eine sehr hohe Dehnung besitzt, wobei eine bleibende Dehnung erst über 60 vH der Bruchfestigkeit betragen darf. Aus diesem letzten Grunde wird die Verwendung von einigen besonders hochwertigen Stahlarten, deren Festigkeit und Dehnung vorzüglich ist, erschwert, da die bleibende Dehnung schon bei ungefähr 30 vH der Bruchlast auftritt. Zu diesen Vertretern gehört z. B. der in letzter Zeit berühmt gewordene Stahl V 2a.

Eine ähnliche Bewegung, Metallsorten von etwas geringerer Festigkeit dafür höherer Dehnung zu verwenden, scheint nunmehr auch auf dem Gebiet von Leichtmetallen um sich zu greifen. Verstärkt wird diese Bewegung dadurch, daß dies etwas weichere Material, das für Duralumin und Lautal bei etwa 36 bis 37 kg/mm² liegt, im allgemeinen kalt bearbeitet werden kann, so daß also die kostspielige und umständliche Prozedur des Ausglühens in Fortfall kommt, und daß die weicheren Legierungen etwas besser Korrosionen zu widerstehen scheinen.

Besonders interessant wird das Verhalten dieser Legierungen in seewasserhaltiger Luft bzw. in Seewasser selber nach Verlauf einer größeren Zeit, also etwa 1½ Jahren; während die Festigkeit des Materials selbst bei nicht beanspruchten Teilen um nur etwa 10 vH gesunken war, war die Dehnung stellenweise um 60 bis 70 vH gesunken, wurde also zuletzt zu klein, absolut zu klein, wenn das Material vorher nur sehr geringe Dehnung, also etwa eine solche von 10 bis 12 vH, hatte. Die Korrosionen des Materials im Zusammenhang und damit ihre Verhinderung, d. h. die Konservierung der einzelnen Bauteile, dürfte insbesondere für Seeflugzeuge daher bei der Wahl des Materials ausschlaggebend werden. Ein sehr sicheres Schutzmittel, wie wir es beim Stahl im Zinküberzug besitzen, scheint es leider zurzeit für Leichtmetall-Legierungen nicht zu geben. Über die Seewasserbeständigkeit der einzelnen Legierungen gehen die Meinungen etwas auseinander. Im großen ganzen darf die Seewasserbeständigkeit von Duralumin und Lautal gleichgesetzt werden, die der anderen Legierungen ist etwas schlechter. Bei Verbindungen zwischen Stahl und Leichtmetall-Legierungen scheint überhaupt das Leichtmetall nicht der gefährdete Teil zu sein. Nach Versuchen, die durch das Materialprüfungsamt bestätigt sind, scheinen die Leichtmetall-Legierungen ihre Rolle gegenüber dem Eisen zu verändern, je nach der Dauer des Versuches. Während also zunächst Eisen und Stahl in der elektrolysischen Reihe höher stehen als die Leichtmetall-Legierungen, scheint nach etwa 24 Stunden ein Umschwung stattzufinden, d. h. bei Bauteilen, die aus Leichtmetall und Stahl hergestellt sind, wird auf keinen Fall das Leichtmetall angegriffen. Durch die Erfahrungen werden diese Versuche bestätigt.

Obgleich man natürlich dem Herrn Vortragenden vollkommen zustimmen kann, daß allseitig geschlossene Profile gerade mit Rücksicht auf die Korrosionen weniger gut im Betrieb sich bewähren als offene, darf doch darauf hingewiesen werden, daß eine gute Konservierung von geschlossenen Profilen im Innern naturgemäß sehr viel weniger leidet und daher besser schützt als die Konservierung von offenen Stellen. Wir haben die Erfahrung gemacht, daß Bauteile dort am meisten zu leiden haben, wo durch nicht sachverständige Pflege der Korrosionsschutz gewöhnlich durch mechanische Verletzungen entfernt und nicht wieder erneuert war. Daß die aus Leichtmetall hergestellten Bauteile der peinlichsten Wartung auch im Betriebe bedürfen, scheint festzustehen.

Besonders interessant waren die Ausführungen des Herrn Vortragenden betr. der Möglichkeit, die Gestehungskosten durch entsprechende Vorrichtungen herabzusetzen. Im allgemeinen pflegen allerdings diese Arbeiten die sog. unproduktiven Löhne in die Höhe zu bringen, und ich wäre daher dankbar, wenn der Herr Vortragende uns mitteilen könnte, in welchem Verhältnis die Summe von unproduktiven plus produktiven Löhnen durch geeignete Vorrichtungen gesunken ist. Noch schwerer dürfte da aber die andere Frage zu beantworten sein: Ist die Verbilligung eines Stückes dadurch herbeigeführt, daß beim 2. Stück sich die Arbeiter an die Herstellungsweise auch ohne Änderung an den Vorrichtungen gewöhnt haben, oder in welchem Anteil ist die Verbilligung auf die Vorrichtung selber zurückzuführen?

Falls Herr Dr. Rohrbach auch in dieser Beziehung etwas von seinen Erfahrungen preisgeben wird, wäre ich ihm sehr dankbar.

Dipl.-Ing. Schrenk: Bisher war heute von einer wichtigen Art der Verbindung von Stahlbauteilen noch nicht die Rede: dem Schweißen.

Ich komme eben von der schweißtechnischen Fachtagung des V.D.I. in Hamburg und habe dort gesehen, wie sich das Schweißverfahren auf allen Gebieten des Maschinenbaues immer mehr Bahn bricht. Im Flugzeugbau ist es ja keineswegs neu.

Die Vorteile der Schweißverbindung fallen in die Augen: Die Möglichkeit, mit dem geringsten Gewichtsaufwand die schwierigsten räumlichen Knotenpunkte herzustellen, insbesondere die Möglichkeit, Rohrverbindungen auf denkbar einfachste Weise ohne Mehrgewicht herzustellen, und die Wirtschaftlichkeit des Verfahrens.

Auf vielen Seiten stehen im Flugzeugbau dem Schweißverfahren schwere Bedenken gegenüber. Es wird als nicht zuverlässig angesehen; man kann die Festigkeit der Schweißstelle nicht berechnen und am fertigen Stück nicht nachprüfen. Eine Nietverbindung läßt sich nach altbewährten Regeln berechnen — freilich kann man auch in ein Niet nicht hineinsehen, und nur die große Zahl der Nieten gibt das Gefühl der Zuverlässigkeit. — Diese Bedenken gelten auch im Schiffbau, der in bezug auf Zuverlässigkeit und Sicherheit eine ähnliche Stellung wie der Flugzeugbau einnimmt. Trotzdem führt sich dort das Schweißverfahren mehr und mehr ein.

In unzähligen Laboratoriums- und Betriebsversuchen und vieljährigen Erfahrungen mit sachgemäß geschweißten Flugzeugteilen, insbesondere Rümpfen, ist die hohe Zuverlässigkeit der Schweißverbindung längst festgestellt worden. Freilich sind Voraussetzungen dazu notwendig: gut eingearbeitete Schweißer, zum Schweißen geeignete Werkstoffe, Rücksichtnahme schon beim Entwurf auf die besonderen Eigentümlichkeiten des Schweißverfahrens. Vollständige Sicherheit wird natürlich geschaffen, wenn es gelingt, Prüfverfahren aufzufinden, welche eine unmittelbare Feststellung über Gelingen oder Mißlingen der Schweißung am fertigen Stück gestatten. Das Bedürfnis hiernach ist dringend, und deshalb ist zu erwarten, daß die vielerorts eingesetzten Arbeiten zu einem Erfolg führen werden.

Ein weiterer Nachteil ist die verhältnismäßig niedrige Festigkeit der Schweißstelle, welche bei den heute üblichen und bewährten Werkstoffen etwa 35 bis 40 kg/mm² beträgt. Dies hat freilich bei Rümpfen nicht viel zu sagen, wo immer schlanke Knickstäbe vorhanden sind, welche schon bei geringerer Spannung ausknicken; weniger erfreulich ist es etwa für Flügelaufbauten oder sonstige auf Zug, Druck

und Biegung beanspruchte Teile. Viele Bestrebungen gehen dahin, durch systematische Versuche Stahllegierungen zu finden, welche in geglühtem Zustand hohe Zugfestigkeit und Streckgrenze besitzen und sich gleichzeitig gut schweißen lassen. Es besteht Aussicht, daß es gelingt, Schweißungen mit einer Festigkeit von 60 bis 70 kg/mm² herzustellen. Dann werden die Vorzüge des Schweißverfahrens sich in erhöhtem Maße auswirken, insbesondere bei ganz großen Bauwerken.

Ich möchte noch bemerken, daß die DVL diesen Fragen dauernd die größte Aufmerksamkeit schenkt.

Dipl.-Ing. Focke: Es wird im folgenden im Anschluß an obigen Vortrag versucht, vom Standpunkt des Holzflugzeugbaues, einen Vergleich aufzustellen zwischen denjenigen Eigenschaften, die durch die Besonderheiten der beiden Materialien bei der praktischen Verwendung in Erscheinung treten.

1. Es trifft allerdings zu, daß in England in Zukunft nach einer Übergangszeit nur noch Metallflugzeuge von den Militärbehörden bestellt werden sollen. Sachverständige bekunden aber, daß dieser Entschluß durchaus nicht auf technischen Erwägungen bezüglich der Geeignetheit des Materials beruht, sondern daß er lediglich eine Frage der Beschaffungsschwierigkeiten von Holz im Kriegsfalle ist. Gerade im Kriegsfalle wird die schnellere und billigere Beschaffung von Holzflugzeugen gegenüber der Verwendung von Metall bei der von vornherein gegebenen geringen Lebensdauer von Frontflugzeugen eine ausschlaggebende Rolle spielen, da die ev. größere Lebensdauer eines Metallflugzeuges durch den raschen Verbrauch und das Unmodernwerden der Typen nicht in Erscheinung tritt.

2. Der höhere Preis eines Metallflugzeuges kann nicht allein in den umfangreicheren Vorarbeiten konstruktiver Natur bestehen. Dies geht schon daraus hervor, daß die beim Metallbau auch von den Vertretern desselben nicht bestrittene Notwendigkeit weiterer Auflösung der Konstruktion in viele kleine Einzelteile, die wiederum durch die Gewichtsfrage unvermeidlich wird, eine direkte Einwirkung auf die Arbeitszeiten auch in großen Serien hat. Rohrbach gibt (durchaus verständlicherweise) die Absolutwerte der Arbeitszeiten im Metallbau nicht an, so daß auf diese Weise ein unmittelbarer Vergleich nicht möglich ist. Einen ungefähren Anhalt kann man aber durch die Preise etwa ähnlicher und in etwa gleichen Serien gebauter Flugzeuge erhalten. Dies trifft z. B. zu für Junkers K 16 gegenüber Focke-Wulf A 16, deren Verkaufspreise sich annähernd wie 2:1 verhalten.

3. Bezüglich der Gewichte ist zum mindesten heute in der Praxis der Holzbau noch im Vorteil, wobei selbstverständlich Erfüllung gleicher Festigkeitsbedingungen vorausgesetzt ist. Auch hierfür kann man zum Vergleich Junkers K 16 und Focke-Wulf A 16 heranziehen. Die K 16 befördert mit dem gleichen Motor (75 PS Siemens) nur einen Führer und zwei Fluggäste, besitzt auch dementsprechend eine kleinere Flügelfläche als die A 16, die einen Führer und drei Fluggäste bei noch etwas höherer Geschwindigkeit befördert. Trotzdem ist bei beiden Flugzeugen das Verhältnis von Leergewicht zur Zuladung annähernd gleich.

4. Einer der grundsätzlichsten Mängel, den man den heutigen Leichtmetallen vorwerfen kann, ist ihre leichte Ermüdbarkeit bei wechselnden Dauerbeanspruchungen, und zwar ist die Gefährlichkeit dieser Erscheinung besonders in Deutschland immer wieder abgestritten worden, aber ohne einen Gegenbeweis. Amerikanische und holländische Versuche lassen erkennen, daß unter Umständen die für wechselnde Dauerbeanspruchung (Schwingungsfestigkeit) erzielten Ziffern nur 40 vH derjenigen bei ruhender Belastung betragen. Wenn Rohrbach sagt, daß nur oberhalb der Proportionalitätsgrenze Ermüdungserscheinungen beobachtet wurden (Dauerbruch), so bleibt doch immer das Bedenkliche, daß eine absolute Definition der Proportionalitätsgrenze bei keinem Material gegeben werden kann. Es steht fest, daß genaue Messungen bereits bei ganz kleinen Vorbelastungen des Materials, und zwar mehr oder weniger bei jedem Material ganz kleine bleibende Formänderungen erkennen lassen. Es hat sich dadurch in der Praxis der Materialprüfung bereits die Notwendigkeit ergeben, willkürlich Kleinst-Festsetzungen für diese bleibenden Dehnungen als Maß der Elastizitäts- bzw. Proportionalitätsgrenze einzusetzen, d. h. mit anderen Worten, eine von willkürlichen Voraussetzungen unabhängige Festsetzung der Proportionalitätsgrenze ist sachlich unmöglich. Schon aus diesen Verhältnissen ist zu ersehen, daß die Frage der Materialermüdung unter keinen Umständen als endgültig gelöst betrachtet werden kann, und die Praxis zeigt, daß bei solchen Bauteilen an Flugzeugen, die Schwingungen ausgesetzt sind, immer wieder überraschend Brüche, zum Teil gefährlicher Natur, aufgetreten sind, wie sie in dieser Weise bei Holz niemals vorkommen.

Die physikalische Beschaffenheit aller Metalle und des Holzes unterscheidet sich eben, worauf selten hingewiesen worden ist, ganz grundsätzlich voneinander. Alle Metalle weisen eine kristallinische Struktur auf, d. h. ihre Festigkeitseigenschaften können von Teilchen zu Teilchen unmöglich gleichmäßig sein, der Stoff ist eben nicht homogen. Demgegenüber ist die Zellulose, der Grundbestandteil des Holzes, ein amorpher Körper. Er weist nicht, wie das Metall, Trennfugen zwischen den einzelnen Kristallen auf, deren Kohäsionskraft jedenfalls immer leichter als die des sonstigen Materials durch mechanische Einwirkungen aufgehoben werden kann. Es hat hiermit nichts zu tun, daß die absoluten Festigkeitswerte von Holz so wesentlich geringer sind. Es handelt sich darum, daß eine Änderung der Festigkeitseigenschaften durch Erschütterungen, die im Flugzeugbau, solange Explosionsmotore verwendet werden müssen, stets eine entscheidende Rolle spielen wird, bei dem amorphen Holzstoff nicht, bei den kristallinischen Metallen dagegen grundsätzlich möglich ist.

5. Bezüglich der Korrosion von Leichtmetallen im Vergleich zu den Schädigungen, die Holz durch Witterungseinflüsse erleidet, sind sehr umfangreiche und exakte Vergleichsversuche bis jetzt wenige vorhanden. Der unbefangene Beurteiler erhält aber den Eindruck, daß die Korrosion der Leichtmetalle mindestens dieselbe Bedeutung hat und dementsprechende Gegenmaßregeln erfordert, wie beim Holz, zum mindesten in unseren Klimaten. Keine Metallkonstruktion kann ebenso wie eine solche aus Holz ohne einen sehr ausgiebigen und sorgfältigen Lackschutz auskommen.

Was dem Holz zumeist vorgeworfen wird, seine leichte Verziehbarkeit, spielt in der Regel bei genauer Untersuchung eine recht geringe Rolle. Man hat früher stets gesagt, daß beispielsweise die üblichen Holzdrahtrümpfe sich sehr leicht verzögen. Untersucht man solche Fälle genauer, so findet man fast immer, daß Längenänderungen des Holzes, die ja bei der Natur der Holzdrahtrümpfe allein in Frage kommen, gar nicht stattgefunden haben, sondern daß es sich fast stets um Reckungen der Drahtverspannungen bei schlecht ausgeführter Endbefestigung bzw. Ösenbildung handelt. Vom Verziehen abgesehen, würden ja im übrigen bei Holz nur noch tatsächliche chemische Veränderungen, d. h. mit anderen Worten die verschiedenen Arten von Fäulnis, in Frage kommen. Es wird aber wohl jeder zugeben, daß selbst unter ungünstigen Verhältnissen (von Tropenklima abgesehen) eine wirkliche Fäulnis sich durch geeignete Schutzmaßnahmen jahrzehntelang verhindern läßt. Es dürfen dabei zum Vergleich nicht etwa die wenigen, noch heute existierenden Holzflugzeuge aus der Kriegszeit herangezogen werden, deren Lackschutz fast stets ganz außerordentlich mangelhaft infolge der eiligen Fabrikation im Kriege ausgeführt worden ist.

6. Ein Mangel des Holzes bleibt natürlich immer bestehen, das ist die Ungleichmäßigkeit seiner Festigkeitseigenschaften. Diese drückt sich aus in höherem Gewichtsaufwand, als bei gleicher Festigkeit des Materials notwendig wäre. Da aber trotzdem oben festgestellt werden konnte, daß ein Gewichtsvergleich mindestens heute noch zugunsten

des Holzes ausfällt, so tritt dieser Mangel praktisch nicht in Erscheinung.

7. Als Vorzug des Metalls wird immer wieder seine Feuersicherheit gerühmt. Die Tatsachen haben aber gezeigt, daß für eine Feuersgefahr niemals der Baustoff eines Flugzeuges, sondern allein der Betriebsstoff des Motors maßgebend ist. Solange derartig feuergefährliche Betriebsstoffe verwendet werden müssen, beruht im Brandfalle die Gefahr ausschließlich auf der großen Menge dieses Brennstoffes, der sich im Flugzeug befindet; daß noch einige Holzteile mit brennen, ist für die katastrophale Wirkung gänzlich belanglos. Daß Leichtmetalle nicht einmal als Schutzwände gegen Feuersgefahr verwendbar sein sollen, zeigt die neueste Forderung der DVL, wonach Brandspanten nur noch aus Stahlblech ausgeführt werden dürfen.

8. Zusammenfassend würde der Unterzeichnete sagen, daß, wenn

1. die Frage der Ermüdung,
2. die Frage der Korrosionen,
3. die Frage des Preises

geklärt wären, er sofort zum Metallbau übergehen würde. Es ist ferner nicht zu bestreiten, daß die Bevorzugung des Metallbaues auch auf mancherlei nicht rein sachlichen Gründen beruht. Für den Ingenieur gehört hierher eine gewisse unbestimmte Scheu, mit dem ihm ungewohnten Holzmaterial konstruktiv zu arbeiten. Beim Laien, das heißt also in diesem Falle beim fliegenden Publikum, kommen auch ganz allgemeine Vorstellungen derart hinzu, »daß Metall nicht kaput geht« o. dgl. Zum Schluß mag noch angeführt werden, daß die bei metallener Außenhaut stets notwendigen außenliegenden Versteifungen, z. B. Wellen, nach neuesten Versuchen aerodynamisch außerordentlich ungünstig wirken, indem sie die Widerstände durch Festhalten von Grenzschicht vermehren. Solche Versteifungen sind aber bei der notwendigerweise sehr geringen Dicke von Metallhäuten beinahe unumgänglich notwendig. Ihre Verlegung nach innen würde sehr große Schwierigkeiten konstruktiver und werkstattechnischer Natur mit sich bringen.

Wir haben in vorstehendem diejenigen Punkte kurz zusammengefaßt, die bewirken sollten, daß der Holzflugzeugbau zum mindesten nicht wie bisher als gänzlich abgetan und unvergleichbar mit dem Metallbau für sehr viele Zwecke angesehen wird.

Zum Schluß kann der Unterzeichnete noch seine Überzeugung hinzufügen, daß er in seinem Werk bisher wohl kaum ein einziges Verkehrsflugzeug verkauft hätte, wenn er dafür den für eine Metallmaschine notwendigen Preis hätte erzielen müssen.

Dr.-Ing. Rohrbach (Schlußwort): Ich danke den Herren Diskussionsrednern für ihre interessanten Ausführungen, die zweifellos uns allen eine Fülle neuer Anregungen gegeben haben.

Wenn ich zunächst auf das eingehe, was Herr Spiegel gesagt hat, so stimme ich meinerseits einem ziemlich weitgehenden Erfahrungsaustausch stets gern zu. In der Praxis scheitert dieser Austausch meistens daran, daß die verschiedenen Firmen nicht dieselbe Meinung in bezug auf die Geheimhaltung gewisser Einzelheiten haben und daher die Gegenseitigkeit fehlt.

Was insbesondere den Rohrknotenpunkt des Transozeanprojektes (Abb. 26 des Vortrages von Dr. Rumpler) anbetrifft, so muß ich doch sagen, daß diese Skizze mehr meine Ansicht, nämlich daß man grundsätzlich nur offene Profile verwenden soll, weil sonst alles zu kompliziert wird, zu bestätigen scheint als die des Herrn Spiegel. In bezug auf die Einwendungen des Herrn Spiegel gegen die tragende Haut kann ich nur sagen, daß wir bei den großen Maschinen, an denen wir bis heute arbeiten, also bis zu mehreren 1000 PS, keinerlei Schwierigkeiten mit zu geringen Blechstärken hatten.

Es ist mir leider aus Zeitmangel nicht möglich, auf das von den verschiedenen Herren zum Thema Gesagte im einzelnen einzugehen; besonders begrüßen möchte ich in diesem Zusammenhange nur die von Herrn Direktor Hüttner aufgestellte Forderung auf weitgehende Unterteilung der Maschinen in einzelne voneinander unabhängige Baugruppen, die auch ich für besonders bedeutsam für eine schnelle Vorwärtsentwicklung immer wieder betonen möchte.

Herrn Neubert danke ich für seine Ergänzung in bezug auf die Festigkeits- und Elastizitätseigenschaften von Stahl und Duralumin. Wenn die Versuche, Nieten von der Festigkeit des legierten Stahles herzustellen, erfolgreich wären, so würden Stahlkonstruktionen allerdings häufiger als bisher, besonders bei großen Flugzeugen in Frage kommen.

Stahl für sich korrodiert zwar weniger als Duralumin, da er aber fast stets mit Duraluminteilen verwendet wird, verursacht er besonders bei starkem Nickel- oder Chromgehalt besonders starke Korrosion des Duralumin an den Berührungsstellen. Der allgemeinen Schlußfolgerung des Herrn Neubert, daß der Baustoff nur von Fall zu Fall gewählt werden kann, kann man nur beistimmen. Wir unterscheiden uns nur in den Einzelfragen, indem ich der Meinung bin, daß Duralumin auch in einer Reihe von den Fällen besser ist, wo Herr Neubert dem Stahl den Vorzug geben zu müssen glaubt.

Es würde zuviel Zeit kosten, auf alle diese Einzelheiten einzugehen, die schließlich in einer diese Versammlung überzeugenden Weise doch nur durch die Erfahrung der nächsten Jahre entschieden werden können.

Ich möchte nicht schließen, ohne Ihnen für Ihre Aufmerksamkeit meinen besten Dank auszusprechen.

III. Photogrammetrische Start- und Landungsmessungen.

Vorgetragen von Bruno Spieweck.

60. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.

Bis gegen Ende des vorigen Jahres wurde bei der Musterprüfung eines Flugzeuges zur Beurteilung des Starts die Strecke vom Startpunkt bis zum Abheben gemessen. Da es aber vor allen Dingen wichtig ist, daß das Flugzeug nach dem Start über etwaigé Hindernisse hinwegkommt, so wurden die Bestimmungen dahin abgeändert, daß das Flugzeug in einer Entfernung von 650 m vom Startpunkt eine Höhe von mindestens 20 m erreicht hat.

Damit trat an uns die Aufgabe heran, die Flugbahn beim Start auf möglichst einfache Weise zu bestimmen. Das heißt, das Meßgerät sollte transportabel sein und möglichst jede Längenmessung auf dem Flugplatz überflüssig machen. Theodoliten kamen daher nicht in Frage, höchstens Phototheodoliten, wenn dabei die Basis ebenfalls photographisch festgelegt werden konnte.

Um vor allen Dingen bei der Messung an Personal zu sparen, wurde eine neue Methode angewendet, bei der nur eine photographische Kammer erforderlich ist. Wir haben nachträglich festgestellt, daß dieser Weg schon in Holland eingeschlagen worden ist und durch von Baumhauer in den »Vorschlägen und Abhandlungen des Reichs-Studiendienstes für die Luftfahrt« (Teil III, Amsterdam 1925) beschrieben wurde. Jedoch wurde von uns von vornherein eine größere Genauigkeit angestrebt. Es erscheint mir nicht überflüssig, die Methode hier noch einmal darzulegen, besonders, da sie auch auf anderen Gebieten angewendet werden kann.

Da das Flugzeug gegen den Wind startet, also zunächst keine Richtungsänderung vornimmt, so liegt seine Flugbahn in einer Ebene. Photographiert man demnach beim Start das Flugzeug direkt von hinten, so läßt sich aus einer bekannten Länge in der Querachse des Flugzeuges (z. B.

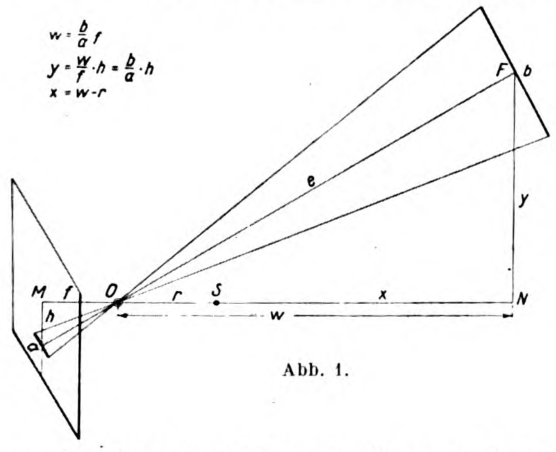


Abb. 1.

Spannweite, Stielabstand, Radabstand), der Größe des betreffenden photographischen Bildes und der Brennweite der Kammer die Entfernung des Flugzeuges vom Beobachtungsstandpunkt im Augenblick der Aufnahme berechnen. Außerdem kann man aus dem auf der Aufnahme gemessenen Abstande des Flugzeuges vom Horizont noch die Höhe über dem Boden ermitteln.

Der Grundgedanke der Methode ist unmittelbar aus Abb. 1 zu ersehen.

Darin bedeuten

- r die Entfernung des Beobachtungsstandpunktes vom Startpunkt,
- e die Entfernung des Beobachtungsstandpunktes vom Flugzeug (Luftlinie),
- b die Spannweite des Flugzeuges (oder Stielabstand bzw. Radabstand),
- a die Länge des betreffenden Bildes auf der Platte,
- h die gemessene Höhe auf der Platte,
- f die Brennweite der Kammer,
- w die Projektion von e,
- x die Entfernung des Flugzeuges vom Startpunkt (Bodenlinie),
- y die Höhe des Flugzeuges über dem Boden.

In O befindet sich das Objektiv, also der Standpunkt des Beobachters, S ist der Startpunkt, F der Ort des Flugzeuges und M der Punkt, in dem die optische Achse die Bildebene schneidet.

Aus den ähnlichen Dreiecken in der Abbildung ergeben sich für die Horizontalentfernung w und die Koordinaten x und y des Flugzeuges die Formeln

$$w = \frac{b\,f}{a}, \quad y = \frac{w\,h}{f}, \quad x = w - r \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$

Sie gelten für den Fall, daß die optische Achse der Kammer horizontal in der Flugbahnebene liegt. Trifft das nicht zu, ist also die optische Achse geneigt oder befindet sich das Flugzeug außerhalb der durch die optische Achse gehenden Vertikalebene, so muß das bei der Berechnung berücksichtigt werden, wenn die Abweichungen vom Normalfall erheblich sind. Kennt man den Grundriß des Flugzeuges, so läßt sich ferner noch eine Korrektur anbringen, wenn die

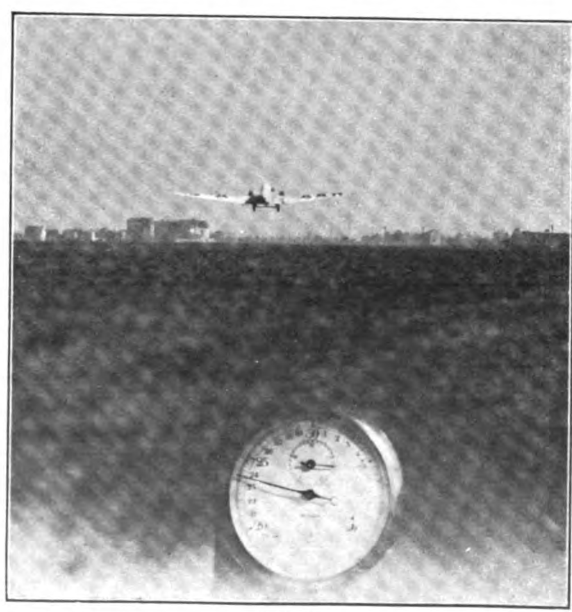


Abb. 2.

Aufnahme nicht direkt von hinten gemacht worden ist. Allerdings kann man diesen Fehler in den meisten Fällen vernachlässigen, da er nur mit dem Cosinus des betreffenden Winkels wächst.

Die Aufnahmen wurden mit einer Kammer von 25 cm Brennweite gemacht, und zwar wurden zunächst Platten in Wechselkassetten benutzt. Es konnten damit 6 Aufnahmen in Abständen von 2 bis 3 Sekunden gemacht werden. Danach entstand eine Pause von 7 bis 8 Sekunden, in der die Kassette gewechselt werden mußte, dann konnten wieder 6 Aufnahmen gemacht werden. Da es wünschenswert war, die genaue Zeit der Aufnahme zu wissen, wurde eine Stoppuhr mitphotographiert, die im Brennpunkte eines Objektivs vor der Kammer aufgestellt wurde. Solche Aufnahmen sind auf den Abb. 2 und 3 zu sehen.

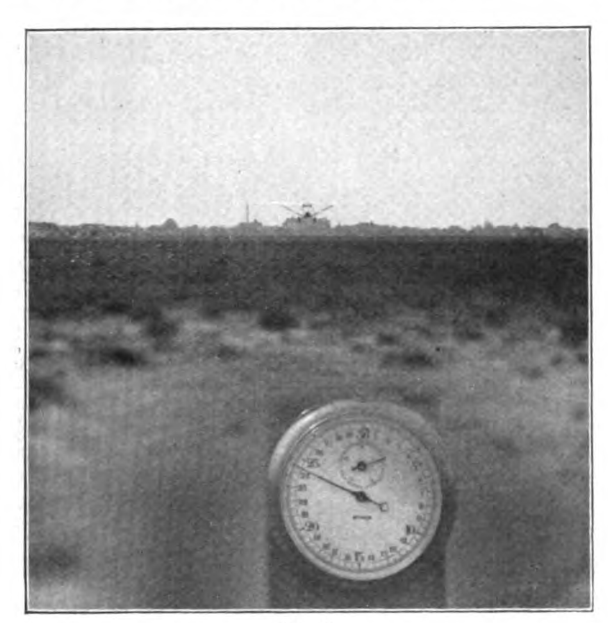


Abb. 3.

Um das Aufnahmeverfahren noch einfacher zu gestalten, wurde eine besondere Filmkammer gebaut (Abb. 4).

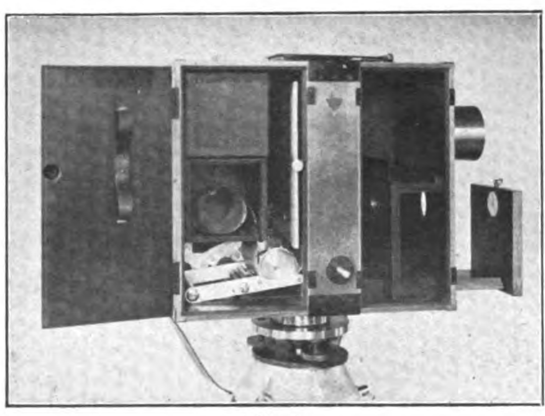


Abb. 4.

Bei dieser werden aus der oberen Kassette 30 m Film von 12 cm Breite über einen Bildrahmen vom Format 9 × 18 geführt. Ein Objektiv von 25 cm Brennweite ist so angebracht, daß die optische Achse den Film in einer Entfernung von 4 cm vom oberen Rande trifft. Es sitzt also exzentrisch. Durch ein zweites Objektiv wird die an dem Auszuge angebrachte Stoppuhr auf den Film projiziert. Neben der Uhr können noch kleine Tafeln mit Notizen angebracht werden. Durch eine halbe Umdrehung der Kurbel wird der Film transportiert und gleichzeitig der Schlitzverschluß gespannt. Beim Weiterdrehen wird der Verschluß ausgelöst. Die Aufnahmen können in beliebigen Zeitabständen gemacht werden, die kürzeste Bildfolge beträgt 0,9 Sekunden.

Die Kammer wird auf ein Theodolitstativ aufgeschraubt und mit drei Stativschrauben unter Benutzung von zwei empfindlichen Libellen, die an der Oberseite der Kammer angebracht werden, einnivelliert.

Durch ein Klappvisier kann festgestellt werden, ob das Flugzeug sich noch im Bildfelde befindet. Die Kammer steht vollkommen fest, kann aber nach Betätigung einer Ausklinkvorrichtung horizontal gedreht werden. Das ist besonders wichtig, wenn das Flugzeug bei einer Messung eine andere Richtung einschlagen sollte, als vorgesehen war.

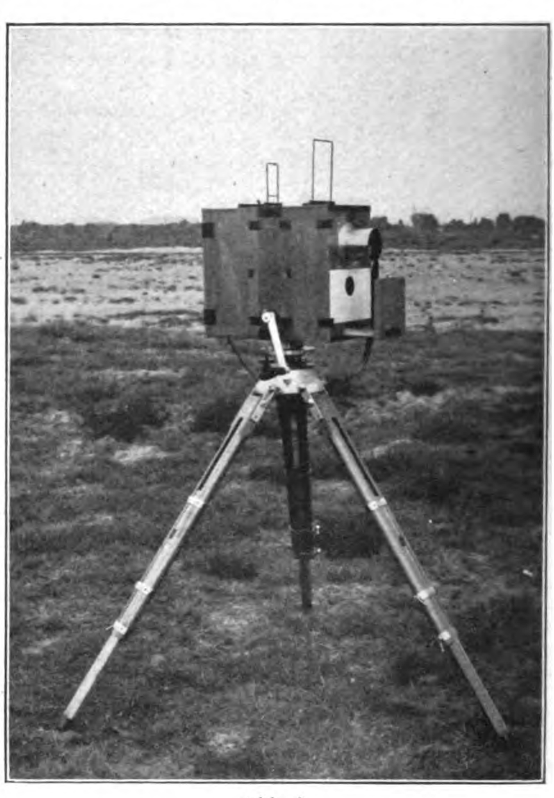


Abb. 5.

Außerdem ist es durch eine Drehung der Kammer um 180° möglich, eine Messung fortzusetzen, wenn das Flugzeug den Beobachtungsstandpunkt überfliegt. Der Meßbereich kann in diesem Falle bei einer normalen Maschine auf etwa 3 km erweitert werden.

Abb. 6 zeigt eine mit der Filmkammer gemachte Aufnahme. Der Horizont ist durch zwei Meßmarken festgelegt, deshalb muß die Kammer richtig einnivelliert werden. Die horizontalen Meßmarken teilen das Bild in zwei Teile von 4 und 10 cm Höhe; durch die exzentrische Anordnung des Objektivs reicht also das Bildfeld ziemlich weit über den Horizont. Darüber ist die Stoppuhr abgebildet, die zwanzigstel Sekunden anzeigt. Auf einem Zettel daneben ist die Art der Messung vermerkt, bei diesem Beispiel bedeutet *G* Geschwindigkeitsmessung. Abb. 7 stammt vom Süddeutschlandflug. Hier bedeutet die Aufschrift neben der Uhr:

Messung Nr. 57, Maschine D 854, I. Start dieser Maschine bei 90 vH Zuladung.

Die Ausmessung des Bildes wird mit einem Komparator vorgenommen, der eine Ablesegenauigkeit von 0,01 mm zuläßt. Zur Erhöhung und Prüfung der Genauigkeit wird die Ablesung mehrmals wiederholt. In der Zahlentafel 1 sind solche Komparatorablesungen eingetragen. Wenn die Spannweite nicht meßbar ist, kann irgendeine andere Länge genommen werden. So ist in der Zahlentafel 1 bei zwei Ablesungen (3 und 5) der Radabstand zur Berechnung herangezogen worden. Bei den Junkersmaschinen sind meis-

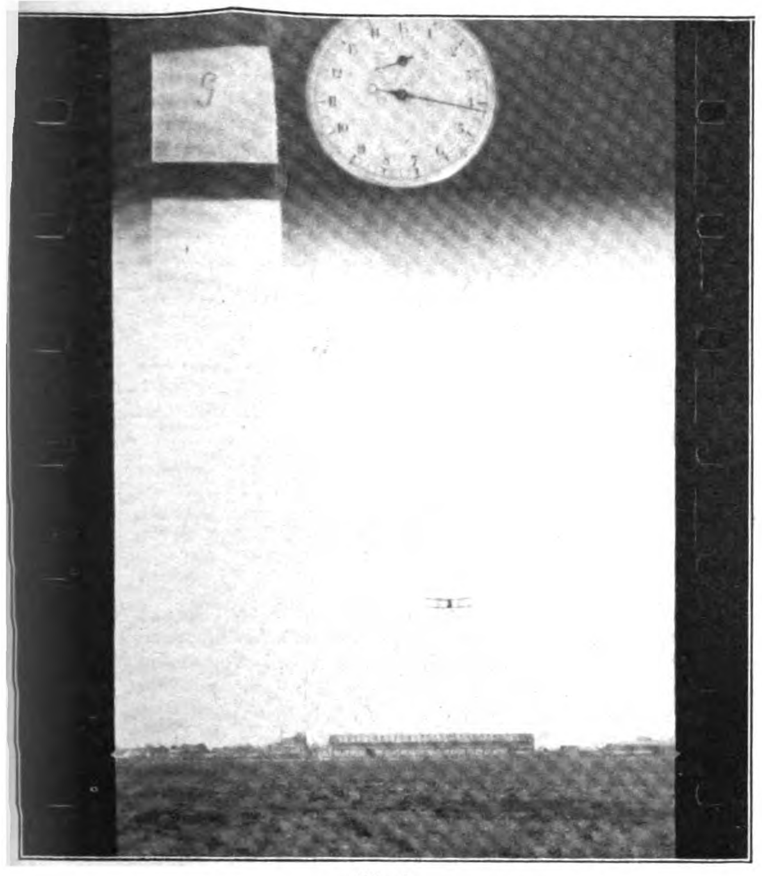


Abb. 6.

Abb. 7.

Zahlentafel 1.

Photogrammetrische Flugmessung 1. (Meßwerte).
Start-Messung 23.

Nr.	t	a	h	w	y	x
1	1′ 20,9″ 0	127,31 54,12 29 14 30 10 127,30 54,12 73,18		66	0	0
2	1′ 27,2″ 6,3″	110,78 65,06 75 10 76 08 110,76 65,08 45,68		103	0	37
3	1′ 33,2″ 12,3″	89,20 85,54 20 53 20 54 89,20 85,54 3,66 Radabstand		191	0	125
4	1′ 35,5 14,6	94,11 73,20 12 23 14 24 94,12 73,22 20,90	113,32 113,00 28 00 28 00 113,29 113,00 0,29	231	< 1	165
5	1′ 38,7″ 17,8″	80,54 78,18 53 19 54 20 80,54 78,19 2,35 Radabstand	112,93 112,50 92 51 93 52 112,93 112,51 0,42	297	< 1	231
6	1′ 41,5″ 20,6″	82,28 68,70 24 73 24 72 82,25 68,72 13,53	113,13 112,17 14 17 13 112,18 113,13 112,17 0,96	358	1,4	292

Photogrammetrische Flugmessung 1. (Meßwerte).
Start-Messung 23.

Nr.	t	a	h	w	y	x
7	1′ 50,7″ 29,8	69,64 61,13 64 14 62 16 69,63 61,14 8,49	112,56 105,16 54 16 58 18 112,56 105,17 7,39	572	17,0	506
8	1′ 53,8″ 32,9	68,34 61,00 33 60,97 30 98 68,32 60,98 7,34	114,35 105,68 37 70 36 72 114,36 105,70 8,66	660	22,8	594
9	1′ 56,5″ 35,6″	68,35 61,75 38 73 36 74 68,36 61,74 6,62	114,40 105,53 38 52 42 54 114,40 105,53 8,87	733	26,1	667
10	1′ 59,5″ 38,6	69,30 63,42 30 41 33 41 69,31 63,41 5,90	114,87 105,12 85 15 86 16 114,86 105,14 9,72	822	32,1	756
11	2′ 2,7″ 41,8″	71,19 65,80 21 79 20 80 71,20 65,80 5,40	114,14 103,24 10 24 10 23 114,11 103,24 10,87	896	39,0	830
12	2′ 6,0″ 45,1	73,10 68,20 09 18 12 18 73,10 68,19 4,91	114,80 103,36 76 36 76 34 114,77 103,35 11,42	986	45,1	920

tens die schwarzen Streifen auf den Flächen noch auf größere Entfernungen gut erkennbar.

Längenmessungen brauchen auf dem Flugplatz nicht vorgenommen zu werden. Der Abstand r des Beobachters vom Startpunkt ergibt sich aus der ersten Aufnahme, die im Augenblick des Starts gemacht wird. Nur der Abstand des Objektivs vom Boden muß bekannt sein, da er bei der Bestimmung der Flughöhe y zu der errechneten Höhe zugezählt werden muß.

Zahlentafel 2.

Photogrammetrische Flugmessung 2. (Auswertung).

Start-Messung 23.

Nr.	Zeit s	Entfern. m	Höhe m	v km/h		Bemerkung
1	0	0	0	21,2		
2	6,3	37	0	52,9		
3	12,3	125	0	62,6		
4	14,6	165	<1	74,1		
5	17,8	231	<1	78,6		
6	20,6	292	1,4	84,0		
7	29,8	506	17,0	102,5		
8	32,9	594	22,8	97,5		
9	35,6	667	26,1	106,5		
10	38,6	756	32,1	83,9		
11	41,8	830	39,0	98,5		
12	45,1	920	45,1			

Die Ergebnisse der Ablesungen sind in Zahlentafel 2 nochmals zusammengefaßt und in den Kurven 8 dargestellt. Danach liegt der Abhebepunkt 160 m vom Startpunkt entfernt. Die Länge des Anlaufes läßt sich sehr genau angeben, wenn die Anlaufzeit noch besonders abgestoppt wird. Zur genauen Angabe des Anlaufs muß hierzu noch die Strecke gezählt werden, die der Wind in der Startzeit zurückgelegt hat. Die Startzeit betrug 14 Sekunden, die Windgeschwindigkeit 5,5 m/s. Demnach ist die wahre Anlaufstrecke $160 + (14 \cdot 5{,}5) = 210$ m.

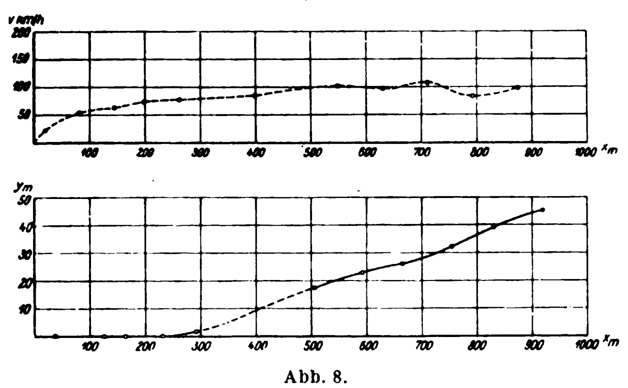


Abb. 8.

Nach der oberen Kurve steigt die Geschwindigkeit beim Start sehr rasch an und erreicht beim Abheben den Wert 65 km/h. Dazu kommt noch eine Windgeschwindigkeit von etwa 20 km/h, so daß die wirkliche Startgeschwindigkeit 85 km/h beträgt. Die Geschwindigkeit nimmt dann langsam zu und fällt wieder nach einer Entfernung von 700 m, um dann abermals anzusteigen. Die Flugbahn wird an dieser Stelle erst steiler und dann wieder flacher.

Bei der Messung in Abb. 9 beträgt die Startgeschwindigkeit 74 km/h + 11 km/h, also 85 km/h. Das Flugzeug ist bis nahezu 1000 m nach dem Start mit derselben Geschwindigkeit gestiegen, während diese dann etwas zunimmt und die Flugbahn entsprechend flacher wird.

Die Startmessung von Abb. 10 ist mit der neuen Filmkammer gemacht. Hier wurden die Aufnahmen mit kürzeren Zwischenräumen vorgenommen und vor allen Dingen auch auf den Anlauf ausgedehnt. Die Startgeschwindigkeit beträgt 78 km/h + 8 km/h Windgeschwindigkeit, also tatsächlich 86 km/h, während die vorige Messung 85 km/h ergab. Die Übereinstimmung ist also sehr gut. Derselbe Wert wurde bei einer Vergleichsmessung mit dem Staudruckschreiber gefunden. Der Nachteil des Staudruckschreibers besteht darin, daß diese Genauigkeit nur bei schnell umlaufenden Trommeln, also nur für eine kurze Zeitspanne erreicht werden kann.

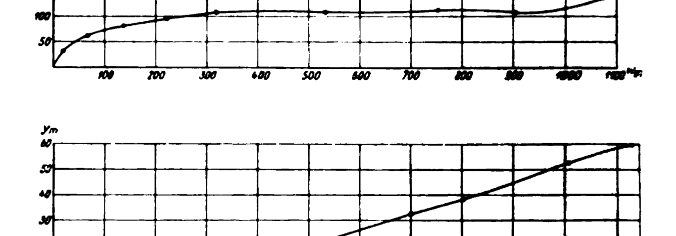


Abb. 9.

Aus allen 3 Startmessungen ergibt sich das gemeinsame Bild, daß das Flugzeug nach dem Abheben noch eine kurze Strecke über dem Boden schwebt, bevor es den Steigflug beginnt. Die Geschwindigkeit nimmt zunächst sehr rasch zu und steigt bei der Abhebegeschwindigkeit noch etwas weiter, um dann beim eigentlichen Steigflug konstant zu bleiben. Bei der ersten Messung (Abb. 8) steigt

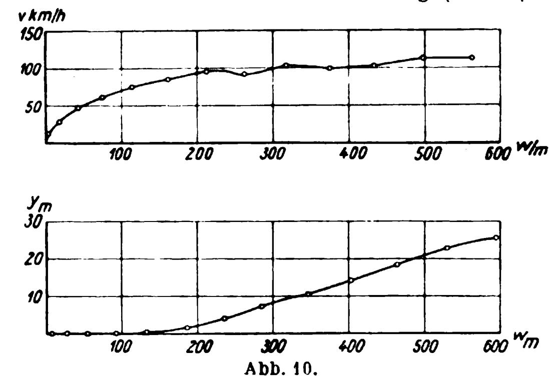


Abb. 10.

die Geschwindigkeitskurve etwas langsamer an als bei den anderen. Es handelt sich da um eine schwere Verkehrsmaschine, die natürlich eine größere Trägheit zu überwinden hat.

In Abb. 11 ist eine Landung bis zum ersten Aufsetzen dargestellt. Das Flugzeug flog dabei auf den Beobachter

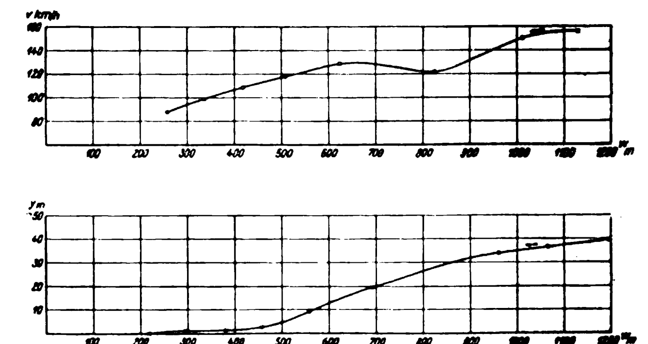


Abb. 11.

zu. Es sank zuerst wenig, dann etwas stärker und schwebte schließlich 200 m lang dicht über dem Boden. Dementsprechend nahm die Geschwindigkeit zunächst ab, stieg wieder etwas an und sank dann beim Ausschweben gleichmäßig auf 88 km/h kurz vor dem Aufsetzen. Bei einer Windgeschwindigkeit von 10 km/h betrug demnach die

Landegeschwindigkeit etwa 98 km/h. Die Messung mußte unterbrochen werden, da das Flugzeug unmittelbar am Beobachtungspunkt vorbeirollte. Deshalb ist die nächste Landungsmessung (Abb. 12) so vorgenommen worden, daß

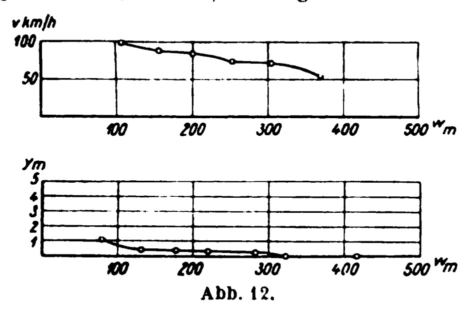


Abb. 12.

die Maschine über die Kamera hinweg landete. Sie hat infolgedessen nur noch eine geringe Höhe über dem Boden, schwebt ziemlich lange aus und sackt in einer Entfernung von 315 m durch. Sie hat dabei eine Geschwindigkeit von 70 km/h; bei einer Windgeschwindigkeit von 8 km/h beträgt demnach die Landegeschwindigkeit 78 km/h.

Zahlentafel 3.

Photogrammetrische Flugmessung 2. (Auswertung.)

Geschwindigkeits-Messung.

Nr.	Zeit s	Entfernung m	Höhe m	Geschwindigkeit km/h	Bemerkung
1	0	233	51	141	
2	2,6	335	53	151	mit dem
3	5,7	465	55	146	Winde
4	8,1	562	57	144	
5	10,55	660	60		
1	0	565	36	105	
2	4,8	425	33	109	gegen den
3	8,8	304	27	109	Wind
4	11,3	229	27	101	
5	13,4	170	28		

Ergebnis: Mit dem Winde 427 m in 10,55 s: 146 km/h.
Gegen den Wind 395 m in 13,4 s: 106 km/h.
Eigengeschwindigkeit: 126 km/h.
Windgeschwindigkeit: 20 km/h.

Zahlentafel 3 zeigt eine Geschwindigkeitsmessung; sie wurde so vorgenommen, daß das Flugzeug die Kamera zweimal überflog: mit dem Wind und gegen den Wind. Gewertet wird dabei die Gesamtstrecke und die Gesamtzeit in einer Richtung. Die Zeitwerte dienen nur zur Kontrolle, ob die Höhe auch nahezu gleich geblieben ist. Die angegebenen Einzelgeschwindigkeiten sind natürlich nicht so genau, da die Aufnahmen kurz hintereinander gemacht worden sind. Es ergibt sich hier eine Windgeschwindigkeit von 20 km/h, während 5 m/s, also 18 km/h gemessen wurden. Die Eigengeschwindigkeit der Maschine beträgt danach 126 km/h.

Die Genauigkeit einer Geschwindigkeitsmessung hängt von der Genauigkeit ab, mit der sich die Zeit ablesen läßt. Man kann also sehr leicht den Fehler einer Messung angeben. Benutzt man eine Uhr, die Zwanzigstelsekunden anzeigt, so beträgt der Fehler höchstens $^1/_{40}$ Sekunde. Will man daher die Geschwindigkeit bis auf 1 vH genau haben, so müssen zwischen 2 aufeinanderfolgenden Aufnahmen 2,5 Sekunden vergehen.

Bei der Untersuchung der Genauigkeit der Flugbahnmessung genügt es natürlich nicht, anzugeben, daß man mit dem Komparator bis auf 0,01 mm ablesen kann, sondern es kommt vor allen Dingen darauf an, wieweit eine genaue Einstellung möglich ist. Dazu müssen also mehrere Ablesungen gemacht werden. In der Formel

$$w = \frac{b\,f}{a} \qquad (2)$$

sind b und f konstant, und es nimmt bei einer Vergrößerung der Entfernung w um $\Delta\,w$ die Bildgröße a um $\Delta\,a$ ab. Es ergibt sich also

$$w + \Delta\,w = \frac{b\,f}{a - \Delta\,a}.$$

Daraus folgt

$$\Delta\,w = \frac{\Delta\,a}{a - \Delta\,a}\,w. \qquad (3)$$

Entsprechend erhält man aus der zweiten Formel (1)

$$\frac{\Delta\,y}{y} = \frac{\Delta\,h}{h} \qquad (4)$$

Der Fehler bei der Bestimmung der Höhe ist proportional dem Ablesefehler.

Als Beispiel für die Formel (3) möge die Ablesung 8 auf Zahlentafel 1 dienen.

Ablesungen		a	λ	$\lambda\lambda$
68,34	61,00	7,34	0	4
33	60,97	36	+2	0
30	98	32	−2	4
		7,34	0	8

Der mittlere Fehler der Ablesung beträgt

$$\sqrt{\frac{8}{2}} = \pm\,2, \text{ daraus folgt } \alpha = \pm\,0{,}02 \text{ mm und}$$

$$\Delta\,w = 660\,\frac{0{,}02}{7{,}32} = +\,1{,}80 \text{ m}$$

$$\Delta\,w = 660\,\frac{-\,0{,}02}{7{,}36} = -\,1{,}79 \text{ m}.$$

Der mittlere Fehler der Entfernung beträgt also 1,80 m bei w = 660 m, das sind 0,27 vH.

Durch eine größere Anzahl von Ablesungen läßt sich dieser Fehler im allgemeinen noch verkleinern, so sind bei der Abb. 6 folgende 10 Ablesungen gemacht worden:

Ablesungen		a	λ	$\lambda\lambda$
109,72	116,53	6,81	+1	1
72	52	80	+2	4
71	54	83	−1	1
71	52	81	+1	1
71	53	82	0	0
70	52	82	0	0
72	53	81	+1	1
71	53	82	0	0
69	52	83	−1	1
70	55	85	−3	9
		6,82	0	18

Der mittlere Fehler ist hier

$$\sqrt{\frac{18}{9}} = \sqrt{2} = \pm\,1{,}4,$$

woraus sich für die Entfernung die Fehler

$$\Delta\,w = 354\,\frac{0{,}014}{6{,}806} = 0{,}73 \text{ m}$$

und

$$\Delta\,w = 354\,\frac{0{,}014}{6{,}834} = 0{,}726\,m.$$

das sind 0,2 vH ergeben.

Diese letzten Ablesungen sind von einer Filmaufnahme.

Die Genauigkeit liegt selbst in ungünstigen Fällen unter 0,5 vH, ist also so groß, daß die Methode auch für feinere Messungen angewendet werden kann. Sie wurde innerhalb der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt bei den Musterprüfungen und zuletzt beim Süddeutschen Rundflug benutzt, ferner soll sie beim Seewettbewerb Anwendung finden, da sie speziell für die Messungen an Wasserflugzeugen geeignet erscheint.

Die Filmkammer wird man mit Erfolg auch bei anderen Messungen, z. B. Stromfeldbestimmungen, wie sie in der ZFM, Nr. 9, 1926, beschrieben worden sind, benutzen können, ferner zur Aufnahme von Vorgängen, die verhältnismäßig

langsam ablaufen und für deren Auswertung eine gewöhnliche Kinoaufnahme zu klein ist. Dies käme z. B. bei Wolkenaufnahmen in Frage.

Aussprache:

Ing. Herrmann: Ich möchte Sie hier mit einem Instrument vertraut machen, das äußerlich wenig Ähnlichkeit hat mit dem des Vortragenden, das aber für die spätere Entwicklung des photogrammetrischen Systems manche Anregung bietet.

Ich hatte mir zur Aufgabe gestellt, auf dem allerkürzesten Wege möglichst durch einen einzigen Flug die Polare des Flugzeuges und die aerodynamischen Beiwerte der betreffenden Luftschraube festzulegen. Dazu sollte die Maschine auf einem genügend großen Flugplatz starten, dicht über dem Erdboden auf Höchstgeschwindigkeit fliegen, dann Gas abstellen, Ausschweben und wieder landen.

Durch Feststellung der Verzögerung beim Ausschweben sollte der Widerstandsbeiwert bestimmt werden, durch Feststellung der jeweiligen Geschwindigkeit der Auftriebsbeiwert. Daraus hätte man die Polare gehabt. Die Verzögerung beim Auslauf würde die Bodenreibung ebenfalls klarstellen. Die Beschleunigung bei und nach dem Start gibt mir bei bekannter Polare und bekannter Bodenreibung den vorhandenen Kraftüberschuß und damit die Kennwerte der Luftschraube.

Zur praktischen Ausführung wurde ein Apparat hergestellt, der eine genügend große Menge Schnur auf einer Trommel aufgewickelt hatte. Diese läuft über ein Leitrad mit einem Meter Umfang ab; durch eine geeignete Untersetzung treibt das Leitrad dann einen Papierstreifen vorwärts, auf dem die Zeit notiert wird. Zugleich Drehzahl des Motors, Neigung und Ruderausschläge.

Die Schwierigkeit des Apparates lag vorwiegend in den hohen Drehzahlen der einzelnen Rollen, die bei Höchstgeschwindigkeit bis zu 30 000 Umdr./min. ansteigen.

Es gelang jedoch bei den Vorversuchen, diese Schwierigkeit zu beseitigen. Zu eigentlichen Hauptversuchen ist es nicht mehr gekommen, da die örtlichen Verhältnisse in München für solche Versuche zu wenig günstig waren.

Es interessiert mich, zu erfahren, wie weit das Messverfahren von dem Vortragenden in dieser Richtung bereits ausgebaut ist.

Kapt. z. See a. D. Boykow: Der Herr Vortragende hat uns erzählt, wie er meßtisch-photogrammetrisch Start- und Landungsmessungen durchgeführt hat. Vor ungefähr zwei Jahren wurde mir seitens eines Vertreters des Verkehrsministeriums die Frage vorgelegt, wie man wohl solche Messungen durchführen könne. Ich sagte ihm damals, daß ich eine Apparatur zur stereophotogrammetrischen Messung solcher Vorgänge mit exakter Zeitbestimmung, nämlich Chronograph mit Stimmgabelkontrolle, Messungen bis $^1/_{200}$ Sekunde Genauigkeit, leihweise zur Verfügung stellen könnte. Ich habe dann in dieser Angelegenheit nichts weiter gehört bis heute, wo Herr Dr. Spieweck uns die immerhin recht behelfsmäßigen Mittel darlegte, mit denen sich die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V. geholfen hat.

Dr. phil. H. Koppe: Meine Herren! Im Anschluß an die Ausführungen des Herrn Dr. Spieweck dürfte die Beschreibung eines Geräts vielleicht von Interesse sein, das ganz allgemein eine unpersönliche Festlegung der Flugbahn und verschiedenen Flugzustände von Luftfahrzeugen gestattet. Es handelt sich um eine Zenith-Meßkammer, die auf meine Anregung hin von den Askania-Werken vorm. C. Bamberg, Berlin-Friedenau, gebaut worden ist.

Die Kammer wurde entwickelt auf Grund von Versuchserfahrungen mit der in England besonders angewendeten »Kamera-Obscura« und dem deutschen »Wolken-Automaten«.

Zwei mit Weitwinkeln ausgerüstete vollkommen gleiche Kammern sind so miteinander verbunden, daß ihre optischen Achsen gleichgerichtet sind. Eine über der Platte der einen Kammer allseitig bewegliche Blende gibt jeweils ein bestimmtes quadratisches Gesichtsfeld frei, das in der zweiten Kammer durch besondere Markierung kenntlich ist. Die zweite Kammer dient als »Kamera-Obscura«. Das Bild eines über dem Gerät fliegenden Luftfahrzeuges ist in dieser »Kamera-Obscura« unmittelbar sichtbar. Mit Hilfe von zwei Handgriffen wird die Markierung bzw. die Blende mit der Projektion des Luftfahrzeugs zur Deckung gebracht. Wird in diesem Augenblick eine Aufnahme gemacht, so wird auf der 13 × 18 cm großen Platte nur ein kleines Quadrat von ca. 10 mm Seitenlänge belichtet, in dem das Flugzeug sichtbar ist. Auf diese Weise ist es möglich, auf einer Platte verschiedene Flugfiguren, Kurvenflüge, Stern- oder Dreiecksflüge zur Ermittlung der Eigengeschwindigkeit u. a. festzulegen.

Das Verfahren ist, da auch die Auslösung des Verschlusses durch eine Uhr automatisch bewirkt wird, ganz unabhängig von persönlichen Fehlern und dementsprechend sehr genau.

Zur Auswertung muß die Höhe bekannt sein. Diese kann aus der Spannweite oder Rumpflänge errechnet werden, oder nach den Angaben eines Höhenschreibers ermittelt oder endlich mit Hilfe am anderen Ende einer Basis aufgestellten zweiten Gerätes ganz genau bestimmt werden. Die weiteren Anwendungen ergeben sich von selbst (siehe Abb. 1 und 2).

Kapt. z. S. a. D. Boykow: Vor mehreren Jahren, als es sich darum handelte, die Rhönflüge auszumessen, stellte ich der DVL ein ziemlich primitives Gerät zur Verfügung, mittels welchem von 2 Standorten aus auf einer Glasplatte die Flugwege aufgezeichnet werden sollten. Ich bemerkte damals, man könnte die Sache natürlich viel exakter machen, und zwar auf photogrammetrischem Wege, indem nur der Teil der Platte, auf welchen sich das Flugzeug gerade projiziert, belichtet wird. Ich meinte damals, wir könnten diese Apparatur natürlich bauen und herstellen, doch könnten wir als Firma die Kosten dafür nicht tragen, da es immerhin eine ganze Menge Geld kosten würde. — Es freut mich, daß diese, meine damalige Anregung auf dem Umwege über die Askania-Werke durchgeführt wurde. (Ich erklärte später Dr. Koppe, daß ein Bonafide seinerseits für mich selbstverständlich sei.)

Im übrigen möchte ich Herrn Dr. Spieweck noch bemerken, daß man selbstverständlich mehrere Aufnahmen eines Flugzeuges auf die gleiche Platte machen kann.

Dr. phil. Spieweck (Schlußwort): Die Untersuchungen, die Herr Herrmann vorgeschlagen hat, sind bereits im Gange und werden von einer anderen Abteilung der Deutschen Versuchsanstalt durchgeführt.

Herrn Boykow möchte ich erwidern, daß man die beschriebenen Messungen selbstverständlich auch exakt stereophotogrammetrisch durchführen kann. Das war aber nicht meine Aufgabe. Sie bestand vielmehr darin, einen Weg zu finden, solche Messungen so vorzunehmen, daß sie jeder Laie, sofern er nur eine Libelle einzustellen versteht, auf jedem Flugplatz ausführen kann. Das ist auf die oben beschriebene Weise möglich, und die dabei erzielte Genauigkeit ist vollkommen hinreichend.

Daß man mehrere Aufnahmen auf dieselbe Platte machen kann, ist mir nicht unbekannt.

VI. Beitrag zur Ermittlung der Beanspruchungen und der Formänderungen von Luftschrauben.

Von F. Seewald, Adlershof.

61. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.

Die Luftschraube ist wohl einer der am höchsten beanspruchten Teile eines Flugzeuges. Es ist daher erstaunlich, daß die Frage der Festigkeitsuntersuchung von Luftschrauben bisher kaum Beachtung gefunden hat. Während die Festigkeitslehre des Flugzeugtragwerkes in neuerer Zeit erhebliche Fortschritte gemacht hat, ist die Frage der Beanspruchungen einer Luftschraube noch sehr unklar. Es erscheint daher von Wichtigkeit, dieser Frage einige Aufmerksamkeit zuzuwenden. Den Anstoß zu den folgenden Untersuchungen gab eine Reihe von Unfällen, die durch Luftschraubenbrüche im Fluge hervorgerufen wurden. Es handelt sich bei einer größeren Zahl dieser Unfälle um ein Baumuster einer Luftschraube, die eine eigenartig geschweifte Form zeigte. Auf dem Prüfstand war diese Luftschraube auch bei erheblicher Überbelastung nicht zu Bruch zu bringen, obwohl zu dieser Schleuderprüfung ein Exemplar zur Verfügung stand, das an der Flügelwurzel schon eingerissen war.

Diese Tatsache erscheint zunächst etwas merkwürdig, da doch alle Kräfte bei einer Prüfung mit erhöhter Drehzahl am Stand viel größer sind als im Fluge. Insbesondere sind die Schubkräfte am Stand ein Vielfaches derjenigen in der Luft. Überlegt man sich aber die Wirkungsweise der Kräfte auf den Flügel einer Luftschraube näher, so erkennt man sofort, daß die Form des Flügels einen überragenden Einfluß auf die Biegungsmomente hat. In der Längsrichtung des Flügels wirkt die Zentrifugalkraft, senkrecht dazu die Luftkraft. Bei den Verhältnissen, wie sie bei heutigen Schrauben üblich sind, ist die Fliehkraft von einer höheren Größenordnung als die Luftkraft; sie ist etwa hundert mal so groß oder auch noch mehr. Ist der Flügel nicht ganz gerade, so liegen auch die Angriffspunkte der Fliehkräfte der einzelnen Schraubenelemente nicht auf einer Geraden und erzeugen Biegungsmomente, die den Flügel gerade zu recken versuchen. Da die Fliehkraft im Vergleich zu den anderen Kräften von überragender Größe ist, so fallen hierbei auch schon sehr kleine Abweichungen von der Geraden ins Gewicht. Es ist dabei natürlich gleichgültig, ob die Durchbiegungen von Hause aus schon vorhanden waren, oder auf elastischem Wege unter der Belastung zustande gekommen sind. Diese Tatsache ist bekannt, und es sind auch Patente erteilt worden auf eine Luftschraube, deren Flügelform so beschaffen sein soll, daß die Momente infolge der Fliehkraft und die Momente infolge der Luftkraft sich gerade aufheben. Die Flügelachse wäre dann also als die Seillinie zu betrachten, die sich ergibt, wenn man alle Kräfte anstatt auf einen festen Körper auf ein nachgiebiges Seil wirken ließe. Bei einer solchen Formgebung muß man jedoch sehr vorsichtig sein, wie das Beispiel der oben erwähnten Unfälle zeigen wird. Es genügt nicht, sich nur qualitativ über die Kräftewirkung klar zu sein, man muß auch die Größe der Biegungsmomente unter Berücksichtigung der Form und der elastischen Eigenschaften ausrechnen können. Die einzige wissenschaftliche Veröffentlichung über die Festigkeitsuntersuchung von Luftschrauben, die mir bekannt geworden ist, ist eine Arbeit von Reißner »Über die Biegungsbeanspruchung von Luftschrauben und die entlastende Wirkung der Zentrifugalkraft« TB II 1917, S. 315. Dort sind für eine Luftschraube, die als ein von Hause aus gerader und unverwundener Stab aufgefaßt wird, bei dem ein bestimmter Verlauf der Querschnitte und Trägheitsmomente vorausgesetzt wird, die elastischen Durchbiegungen und die Momente der Fliehkraft infolge dieser Durchbiegungen ermittelt. Von ähnlichen Voraussetzungen ausgehend hat W. Hoff eine graphische Methode zur Festigkeitsuntersuchung von Luftschrauben entwickelt und in seinen Vorlesungen an der Technischen Hochschule Berlin vorgetragen. Diese Arbeit ist bisher nicht veröffentlicht. Auf diesen Arbeiten fußend hat C. Jansen eine Untersuchung angestellt über den Einfluß der Verdrehung der Flügelquerschnitte der Luftschraube auf die Festigkeitsrechnung. (50. Bericht der DVL, ZFM 1925, S. 87). Die Voraussetzungen über die Form der Stabachse und über die Verteilung der Massenkräfte über dem Flügel sind im wesentlichen dieselben wie in der Reißner'schen Arbeit. Da jedoch aus den oben erläuterten Gründen schon kleine Abweichungen von diesen Voraussetzungen erhebliche Änderungen der Biegungsmomente bedingen, erscheint es wichtig, bei Untersuchung einer Schraube die wahre Form in die Rechnung einzuführen, besonders, weil bei den allermeisten Schrauben aus konstruktiven Gründen die Achse des Flügels von Hause aus schon mehr von der Geraden abweicht, als die elastische Durchbiegung ausmachen würde.

Wir müssen also im folgenden den Luftschraubenflügel als einen von Hause aus räumlich gekrümmten und verwundenen Stab auffassen, der sich unter einer gegebenen Belastung noch weiter elastisch deformiert. Die strenge Lösung dieses Problems verursacht Schwierigkeiten, die in keinem Verhältnis zu dem erreichten Erfolg stehen würden. Man kann sich jedoch das ganze Problem sehr vereinfachen, wenn man bedenkt, daß nur die überragende Größe der Zentrifugalkraft, die annähernd parallel zur Längsrichtung wirkt, dazu gezwungen hat, die an sich sehr schwache Krümmung überhaupt zu berücksichtigen. Wir werden daher bei Aufstellung der Gleichgewichtsbedingung die Krümmung (die elastische sowohl wie die von Hause aus vorhandene) nur soweit berücksichtigen, als eine Zerlegung von statischen Größen in Frage kommt, die im Vergleich zu den übrigen so groß sind, daß auch eine verhältnismäßig kleine Komponente gemessen an den übrigen eine Rolle spielt. Wenn wir die Zentrifugalkraft, die annähernd parallel zur Längsrichtung des Stabes ist, in die Stabrichtung und senkrecht dazu zerlegen, so ist die letzte Komponente nur ein kleiner Bruchteil der Fliehkraft. Da aber die übrigen in dieser Richtung wirkenden Kräfte sehr klein sind im Vergleich zur Fliehkraft, spielt auch schon diese kleine Komponente eine Rolle. Umgekehrt hätte es jedoch keinen Sinn, etwa eine kleine Komponente der an sich schon kleinen Luftkraft dann zu berücksichtigen, wenn sie in die Richtung der Zentrifugalkraft fällt. Da weiterhin die Abweichungen der Stabachse von einer Geraden nur sehr klein ist (im extremen Falle kommen Durchbiegungen von höchstens $\frac{1}{30}$ der Stablänge vor), kann man bezüglich der Kräfte, die

senkrecht oder annähernd senkrecht zu der Stabachse stehen, den Flügel so behandeln, als ob die Stabachse gerade wäre.

Auch bei Berechnung innerer Spannungen kann man von der Krümmung absehen und die Formeln, die sich nach der elementaren Festigkeitslehre für den geraden Stab ergeben $\left(\text{z. B. } \sigma = \frac{M_y}{J}\right)$, als gültig annehmen. Da die Krümmungsradien ein Vielfaches der Querschnittsabmessungen sind, ist der begangene Fehler bedeutungslos. Es sei erwähnt, daß wir es hier mit Querschnitten zu tun haben, die bezüglich der Schwerpunktachsen unsymmetrisch sind, und daß somit auch in diesem Punkte die Voraussetzungen der elementaren Festigkeitslehre nicht streng erfüllt sind. Da jedoch die Abweichungen von der Symmetrie nicht allzu groß sind, können wir erwarten, zu praktisch hinreichend genauen Ergebnissen zu gelangen.

Gleichgewichtsbedingungen.

Als Stabachse bezeichnen wir die Verbindungslinie der Schwerpunkte der einzelnen Flügelquerschnitte. Sie sei irgend eine beliebige Kurve im Raum, die jedoch nur wenig von einer Geraden abweicht. Wir legen diese Kurve in folgendem Koordinatensystem fest:

Die x-Achse werde in radialer Richtung so gelegt, daß sie möglichst nahe der Flügelachse verläuft, die y-Achse in die Flugrichtung und die z-Achse senkrecht zu diesen beiden. Die positiven Richtungen werden so gewählt, daß sich ein Rechtssystem ergibt. Die Fliehkraft wirkt dann mit großer Annäherung in Richtung der x-Achse. Die durch ein Element von der Länge Δs hervorgerufene Fliehkraft wurde mit ΔC bezeichnet. Die Luftkraft wird als in der yz-Ebene wirkend angenommen und wird zerlegt in Komponenten p_y und p_z. Es ist dann:

$$\int_0^R p_y\, d x = \frac{S}{a} \quad \text{und} \quad \int_0^R p_z \cdot d x \cdot x = \frac{M}{a},$$

wenn S der Schub und M das Drehmoment des Motors und a die Flügelzahl bedeutet.

Die Stabachse sei in Abb. 1 u. 2 in zwei Projektionen gezeichnet. Nach dem, was oben auseinandergesetzt wurde, folgt dann ohne weiteres die Art der Zerlegung. Insbesondere folgt daraus die Berechtigung, die Kräfte in Richtung y und z als Querkräfte zu bezeichnen. Mit ΔN ward die Teilkraft bezeichnet, die in Richtung der Stabachse fällt, mit ΔQ_y und ΔQ_z die Teilkräfte in Richtung der y- bzw. z-Achse.

Die Größe dieser Kräfte ist:

$$\Delta N = \frac{\Delta C}{\cos(s\,x)} = \sim \Delta C$$

$$\Delta Q_y = p_y \cdot \Delta x - \Delta C \cos(s\,y)$$

$$\Delta Q_z = p_z \cdot \Delta x - \Delta C \cos(s\,z).$$

Denken wir uns den Flügel an der Stelle $x = x_1$ durchschnitten, so wirken auf diesen Querschnitt als Normal- bzw. Querkräfte:

$$N = \sum_{x_1}^{R} \Delta C \quad \ldots \ldots \ldots \quad (1)$$

für die Querkraft ergibt sich:

$$Q_y = \sum_{x_1}^{R} p_y \cdot \Delta x - \sum_{x_1}^{R} \Delta C \cos(s\,y) \quad \ldots \quad (2)$$

$$Q_z = \sum_{x_1}^{R} p_z \cdot \Delta x - \sum_{x_1}^{R} \Delta C \cos(s\,z) \quad \ldots \quad (3)$$

Die Komponenten des Biegungsmoments bezeichnen wir mit M_y und M_z. M_y ist ein Biegungsmoment, das um die y-Achse dreht; es soll dann als positiv bezeichnet werden, wenn die dadurch hervorgerufene Krümmung der Stabachse nach der positiven z-Richtung konkav ist; entsprechend M_z. Die Komponenten des Biegungsmoments ergeben sich ohne weiteres zu:

$$M_y = \int_{x_1}^{R} p_y (x - x_1)\, d x - \int_{x_1}^{R} \frac{\Delta C}{\Delta x} (y - y_1)\, d x \quad \ldots \quad (4)$$

$$M_z = \int_{x_1}^{R} p_z (x - x_1)\, d x - \int_{x_1}^{R} \frac{\Delta C}{\Delta x} (z - z_1)\, d x \quad \ldots \quad (5)$$

Das Torsionsmoment setzt sich zusammen aus einem Teil, der davon herrührt, daß die an einem Element angreifende Luftkraft nicht durch den Schwerpunkt geht. Wenn man die Luftkraft nach dem Schwerpunkt verschiebt, muß man ein entsprechendes Moment anbringen, das mit M_{0d} bezeichnet werden möge. Ein zweiter Teil rührt davon her, daß die Stabachse nicht gerade ist. So ergibt sich:

$$M_d = \int_{x_1}^{R} \frac{d M_{0d}}{d x} \left[\cos(s\,x) - \cos(s_1\,x)\right] d x - \cos(s_1\,x) \int_{x_1}^{R} p_y (z - z_1)\, d x + \cos(s_1\,x) \int_{x_1}^{R} p_z (y - y_1)\, d x +$$

$$+ \cos(s_1\,y) \int_{x_1}^{R} \left[p_y (x - x_1) - \frac{\Delta C}{\Delta x} (y - y_1)\right] d x - \cos(s_1\,z) \int_{x_1}^{R} \left[p_z (x - x_1) - \frac{\Delta C}{\Delta x} (z - z_1)\right] d x \quad \ldots \quad (6)$$

Abb. 1.

Abb. 2.

Die letzten beiden Ausdrücke stellen die Komponenten des Biegungsmomentes M_y und M_z dar, die in die Richtung der Stabachse fallen. Da das Drehmoment im Vergleich zum Biegungsmoment eine kleine Größe ist, müssen diese Komponenten berücksichtigt werden, während umgekehrt die Komponenten des Drehmoments, die in die Richtung des Biegungsmoments fallen, vernachlässigt werden können.

Für die Festigkeitsuntersuchung interessieren weiterhin in erster Linie die Biegungsmomente, und diese sind zu zerlegen in Richtung der Querschnitts-Hauptachsen. Die wirklichen Hauptrichtungen sind recht umständlich zu ermitteln. Für praktische Zwecke ist es ausreichend, die Richtung parallel zur Profilsehne und senkrecht dazu anzunehmen. Der Vergleich von ausgerechneten Hauptrichtungen für mehrere Profile mit den angenommenen ergab eine Differenz von etwa 2°. Dieser Fehler ist praktisch belanglos. Es steht natürlich auch nichts im Wege, die wirklichen Hauptachsen der weiteren Betrachtung zugrunde zu legen. Wir bezeichnen die Hauptachsen mit I und II, wie aus Abb. 3 ersichtlich. Den Winkel, den die Projektion der Achse I mit der z-Achse bildet, bezeichnen wir mit α. Dieser Winkel ist dann der sogenannte Steigungswinkel, der bestimmt ist, durch die Beziehung $\operatorname{tg} \alpha = \frac{H}{2 r \pi}$, wo H die Steigung der Luftschraube ist. Zerlegt man M_y

und M_z in Richtung der Hauptachsen I und II, so erhält man

$$M_{I} = M_y \cos a + M_z \sin a,$$
$$M_{II} = -M_y \sin a + M_z \cos a.$$

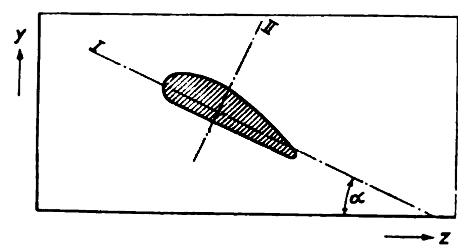


Abb. 3.

Die elastische Krümmung, die hierdurch hervorgerufen wird, werde mit k_{I} und k_{II} entsprechend dem Trägheitsmoment J_{I} und J_{II} bezeichnet, dann ist:

$$k_{I} = \frac{M_{I}}{E\,J_{I}} = \frac{1}{E\,J_{I}} \cdot (M_y \cos a + M_z \sin a) \quad . . (7)$$

$$k_{II} = \frac{M_{II}}{E\,J_{II}} = \frac{1}{E\,J_{II}} \cdot (-M_y \sin a + M_z \cos a) \quad . (8)$$

Bezeichnen wir weiter mit ϑ den Winkel, um den sich das Blatt infolge elastischer Formänderung verdreht und mit J_d ein Maß für die Verdrehungssteifigkeit, so ergibt sich die Verdrehung aus der Bedingung:

$$\frac{d\,\vartheta}{d\,x} = \frac{M_d}{G\,J_d} \quad . . . . (9)$$

Die Krümmungen k und die Verdrehung ϑ stellen hierbei rein elastische Formänderungen dar. Diese müssen durch die Koordinaten des Stabes ausgedrückt werden. Daher sind nunmehr die Koordinaten zu trennen in einen Teil, der die von Hause aus vorhandene Form festlegt und in einen anderen, der die elastischen Deformationen angibt. Die Form der unbelasteten Stabachse werde durch die Koordinaten

$$x_0,\ y_0,\ z_0 \text{ und } a_0$$

angegeben. Die elastischen Formänderungen entsprechend mit

$$\xi,\ \eta,\ \zeta \text{ und } \vartheta.$$

Im wesentlichen stellt ξ die Längenänderung des Flügels dar und diese ist so klein, daß davon abgesehen werden möge.

Die endgültigen Koordinaten eines Punktes der Stabachse im belasteten Zustand sind demnach:

$$x = x_0,\ y = y_0 + \eta,\ z = z_0 + \zeta \text{ und } a = a_0 + \vartheta.$$

Die elastischen Krümmungen k_{I} und k_{II}, ausgedrückt durch diese Koordinaten, sind:

$$k_{I} = \frac{d^2\eta}{d\,x^2}\cos(a_0+\vartheta) + \frac{d^2\zeta}{d\,x^2}\sin(a_0+\vartheta) = \frac{M_{I}}{E\cdot J_{I}}$$

$$k_{II} = -\frac{d^2\eta}{d\,x^2}\sin(a_0+\vartheta) + \frac{d^2\zeta}{d\,x^2}\cos(a_0+\vartheta) = \frac{M_{II}}{E\cdot J_{II}}\,.$$

In den Gleichungen 7 und 8 sind die Größen M_{I} und M_{II} durch M_y und M_z ausgedrückt. Durch Einsetzen dieser Werte ergibt sich:

$$k_{I} = \frac{d^2\eta}{d\,x^2}\cos(a_0+\vartheta) + \frac{d^2\zeta}{d\,x^2}\sin(a_0+\vartheta) =$$
$$= \frac{M_y\cdot\cos(a_0+\vartheta)}{E\cdot J_{I}} + \frac{M_z \sin(a_0+\vartheta)}{E\cdot J_{I}} \quad . . (10)$$

$$k_{II} = -\frac{d^2\eta}{d\,x^2}\sin(a_0+\vartheta) + \frac{d^2\zeta}{d\,x^2}\cos(a_0+\vartheta) = -$$
$$-\frac{M_y \sin(a_0+\vartheta)}{E\cdot J_{II}} + \frac{M_z\cdot\cos(a_0+\vartheta)}{E\cdot J_{II}} \quad . . (11)$$

Hierzu tritt noch die Gleichung:

$$\frac{d\,\vartheta}{d\,x} = \frac{M_d}{G\cdot J_d} \quad . . . . (12)$$

In der letzten Gleichung ist der Wert für M_d aus Gleichung 6 der bequemeren Schreibweise wegen nicht ausführlich angegeben. Die Momente M_y und M_z sind in den Gleichungen (4) und (5) durch die Koordinaten der Stabachse und die auf den Flügel einwirkenden Kräfte ausgedrückt. Spaltet man in diesen Gleichungen noch die Koordinaten y und z, wie oben erläutert, in einen Teil y_0 und z_0, der die von Hause aus gegebene Form festlegt, und in einen Teil η und ζ, der die elastischen Formänderungen beschreibt, so ergibt sich aus Gleichung (4) und (5) für M_y und M_z:

$$M_y = \int_{x_1}^{R} p_y(x-x_1)\,d\,x - \int_{x_1}^{R} \frac{\Delta C}{\Delta x}(y_0 - y_{01})\,d\,x -$$
$$-\int_{x_1}^{R} \frac{\Delta C}{\Delta x}(\eta - \eta_1)\,d\,x \quad . . . . (13)$$

$$M_z = \int_{x_1}^{R} p_z(x-x_1)\,d\,x - \int_{x_1}^{R} \frac{\Delta C}{\Delta x}(z_0 - z_{01})\,d\,x -$$
$$-\int_{x_1}^{R} \frac{\Delta C}{\Delta x}(\zeta - \zeta_1)\,d\,x \quad . . . . (14)$$

Diese Werte hat man in Gleichung (10) bis (12) einzusetzen, um die Bedingungsgleichungen für die elastischen Formänderungen in Abhängigkeit von der Flügelform und von den wirkenden Kräfte zu erhalten. In jeder der Gleichungen (13) und (14) für die Momente stellen die beiden ersten Integrale die Momente dar, die die Kräfte am unverbogenen Stab hervorrufen würden. Diese können ohne weiteres ausgerechnet werden. Die letzten Integralen in den Gleichungen für M_y und M_z enthalten die Änderung der Momente, die dadurch hervorgerufen wird, daß der ganze Flügel unter der Belastung seine Gestalt ändert und mithin die Angriffspunkte der Kräfte wandern. Die Art und die Größe dieser Formänderungen sind zunächst noch unbekannt. Wir nehmen an, daß die Formänderungen sich durch Potenzreihen darstellen lassen und machen den Ansatz:

$$\eta = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + \ldots\ldots$$
$$\zeta = b_0 + b_1 x + b_2 x^2 + b_3 x^3 + \ldots\ldots$$
$$\vartheta = c_0 + c_1 x + c_2 x^2 + c_3 x^3 + \ldots\ldots$$

Mit diesen Ausdrücken rechnen wir so, als ob es bekannte Größen wären und behalten uns vor, die Konstanten a, b und c später so zu bestimmen, daß die wirklichen Formänderungen durch diese Reihen möglichst genau dargestellt werden. Setzen wir diese Reihen in die Gleichungen (10) bis (14) ein, so können wir alle unbekannten Größen als Funktionen von a, b und c ausrechnen. Rechnet man für beliebige Werte von x die Größen in diesen Gleichungen zahlenmäßig aus, so ergeben sich für jeden Wert von x 3 Gleichungen, in denen nur die Größen a, b und c als Unbekannte vorkommen. Wollen wir z. B. von jeder Reihe die ersten 3 Glieder berücksichtigen, so muß man für 3 Werte von x die Gleichungen (10) bis (14) ausrechnen und hat dann 9 Gleichungen für die 9 Unbekannten. In dieser allgemeinen Form wäre jedoch die Lösung sehr umständlich, vor allem, da sämtliche Unbekannte in allen Gleichungen vorkommen Wir helfen uns in folgender Weise. Wir nehmen zunächst $\vartheta = 0$ an und haben in den Winkelfunktionen nur noch a_0, d. .h die von Hause aus vorhandene Verwindung. Ferner setzen wir $k_{II} = 0$. Das ist insofern berechtigt, als bei Luftschraubenprofilen das Trägheitsmoment J_{II} immer sehr groß ist gegen J_{I}. Es wird sich später zeigen, daß sowohl ϑ als k_{II} tatsächlich so klein sind, daß sie in erster Näherung $= 0$ gesetzt werden dürfen.

Gleichung (11) geht damit über in:

$$k_{II} = -\frac{d^2\eta}{d\,x^2}\sin a_0 + \frac{d^2\zeta}{d\,x^2}\cos a_0 = 0 \quad . . . (15)$$

Multiplizieren wir diese Gleichung mit $\sin \alpha_0$ und ziehen sie von der mit $\cos \alpha_0$ multiplizierten Gleichung (10), in der ebenfalls $\vartheta = 0$ gesetzt ist, ab, so ergibt sich:

$$\frac{d^2 \eta}{d x^2} = (M_y \cos^2 \alpha_0 + M_z \sin \alpha \cos \alpha_0) \frac{1}{E \cdot J_I} \quad . \quad . \quad (16)$$

Nun kommt auf der linken Seite nur noch der zweite Differentialquotient von η vor; die rechte Seite enthält jedoch außer η, wie aus Gleichung (5) hervorgeht, in M_z auch noch ζ. Durch die Annahme $k_{II} = 0$ können wir auch noch ζ als Funktion von η also durch α ausdrücken. Gleichung (15) ergibt:

$$\frac{d^2 \zeta}{d x^2} = \frac{d^2 \eta}{d x^2} \operatorname{tg} \alpha.$$

α ist, wie oben erläutert, gleich dem Steigungswinkel und mithin

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{H}{2 \pi \cdot x}.$$

Bei den allermeisten Schrauben ist die Steigung H über den ganzen Flügel mit guter Näherung konstant. Wo erhebliche Abweichungen vorkommen, müßte man $\operatorname{tg} \alpha$ näherungsweise durch eine entsprechende Funktion von x ausdrücken und damit genau so verfahren wie folgt:

$$\frac{d^2 \zeta}{d x^2} = \frac{d^2 \eta}{d x^2} \cdot \frac{H}{2 \pi x} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

Für η hatten wir den Ansatz gemacht:

$$\eta = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad .$$

Wir können ohne weiteres $a_0 = a_1 = 0$ setzen, da der Flügel an der Nabe als eingespannt betrachtet werden kann und somit η und $\frac{d \eta}{d x}$ für $x = 0$ verschwinden müssen. Wir bilden:

$$\frac{d^2 \eta}{d x^2} = 2 a_2 + 6 a_3 x + 12 a_4 x^2 + 20 a_5 x^3 + \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad .$$

Setzt man diesen Wert in Gleichung (17) ein, so erhält man:

$$\frac{d^2 \zeta}{d x^2} = (2 a_2 + 6 a_3 x + 12 a_4 x^2 + 20 a_5 x^3 + \ldots) \frac{H}{2 \pi x}.$$

Durch Integration kann man nunmehr ζ ausrechnen.

$$\frac{d \zeta}{d x} = \left(2 a_2 \ln x + 6 a_3 x + 6 a_4 x^2 + \right.$$
$$\left. + \frac{20}{3} a_5 x^3 + \ldots \ldots \right) \frac{H}{2 \pi} + C_1,$$

für $x = 0$ muß $\frac{d \zeta}{d x} = 0$ sein, das ist nur möglich, wenn $a_2 = C_1 = 0$ ist. Durch nochmalige Integration ergibt sich

$$\zeta = \left(3 a_3 x^2 + 2 a_4 x^3 + \frac{5}{3} a_5 x^4 + \ldots \ldots \right) \frac{H}{2 \pi} \quad (17a)$$

Nunmehr kann man alle Größen in Gleichung (16) durch die Größe η ausdrücken. Aus dieser Gleichung errechnen wir dann einen Näherungswert für η und damit gleichzeitig auch für ζ. Wir können damit alle Biegungsmomente ausrechnen. Diese Werte stellen zunächst Näherungswerte dar. Bei Durchrechnung eines Beispiels wird sich jedoch zeigen, daß die Annahme $k_{II} = 0$ ebenso wie $\vartheta = 0$ so genau erfüllt ist, daß man die auf Grund dieser Annahme errechneten Werte als endgültige gelten lassen kann. Sollte das in besonderen Fällen nicht der Fall sein, so kann man die Werte dadurch verbessern, daß man die errechneten Näherungswerte ϑ und k_{II} einsetzt und wieder ausrechnet.

Die Aufgabe ist also darauf zurückgeführt, die Konstanten a der Reihe

$$\eta = a_3 x^3 + a_4 x^4 + a_5 x^5 + \ldots \ldots$$

so zu bestimmen, daß die Gleichung (16) für soviel beliebige Werte von x erfüllt ist, als die Reihe für η Glieder hat. Wir brechen die Reihe für η mit dem dritten Gliede ab und haben als erste Bedingung, daß an der Flügelspitze alle Momente null werden, mithin auch die Krümmung $\frac{d^2 \eta}{d x^2}$. Die übrigen beiden Bedingungen ergeben sich in folgender Weise. Wenn eine angenommene Funktion die richtige wäre, und man rechnete damit die auf der rechten Seite von Gleichung (16) stehenden Biegungsmomente aus, so bedingen diese Biegungsmomente ganz bestimmte Durchbiegungen. Rechnet man diese aus, so müßten sie an jeder Stelle gleich dem angenommenen Werte η sein. Für alle Punkte läßt sich diese Bedingung nicht erreichen, wohl aber für soviel Punkte als noch Glieder der Reihe zur Verfügung stehen. Da über zwei Konstanten noch nicht verfügt ist, können wir diese Bedingung noch für zwei Punkte erfüllen. Wir setzen willkürlich fest, daß die Durchbiegung an der Flügelspitze und bei $x = 0{,}6\ R$ die richtige sein soll. Wir haben dann die Durchbiegung durch eine Näherungsfunktion dargestellt, die in folgenden Bedingungen mit der wirklichen Biegelinie übereinstimmt. An der Nabe ist sie eingespannt, bei $x = 0{,}6$ hat sie die richtige Durchbiegung; an der Flügelspitze hat sie die richtige Durchbiegung und die richtige Krümmung. Es ist anzunehmen, daß eine solche Funktion, die fünf Randbedingungen erfüllt, sich auch an den übrigen Stellen nicht allzuweit von der richtigen Kurve entfernen wird. Als Bedingungen für die beiden letzten Konstanten wurde verlangt, daß die Durchbiegungen und nicht die Krümmung an zwei Stellen übereinstimmen sollen. Hätte man die Krümmung gewählt, so hätte man zwar auch zwei Bedingungen für die Konstanten bekommen. Das Ergebnis wäre jedoch sehr ungenau, hauptsächlich dadurch, daß auf der rechten Seite nur die Trägheitsmomente an den zwei Stellen eingeführt sind. Durch den Umweg über die Durchbiegungen sind jedoch infolge der zweimaligen Integration von $\frac{M}{E J}$ die Größe der Trägheitsmomente und Querschnitte an allen Stellen berücksichtigt.

Zahlenbeispiel.

An einem Beispiel soll nun der Gang der Rechnung gezeigt werden, und zwar soll die Schraube gewählt werden, von der in der Einleitung schon gesprochen wurde. Es wird sich herausstellen, daß die Beanspruchungen in der Luft vor allem bei großen Fluggeschwindigkeiten, also bei geringem Schub, wesentlich größer sind als bei der gleichen Drehzahl auf dem Stand. Das Exemplar dieser Bauart, das zur Prüfung zur Verfügung stand, war eine ziemlich kleine Schraube mit einem

Durchmesser . . . . $D = 2{,}45$ m
Steigung . . . . $H = 1{,}15$ m.

Sie wurde auf dem Stande geprüft und gab bei einer Drehzahl von 1450 U/min einen Schub von 325 kg bei einem Drehmoment des Motors von 47 mkg. Für diesen Betriebszustand sollen die Beanspruchungen ermittelt werden. Es sei bemerkt, daß die Schraube auf dem Stand eine Schleuderprüfung bei 1700 U/min ohne Beschädigung ausgehalten hat.

Die Profilquerschnitte wurden alle 10 cm aufgemessen. Die Größe des Querschnitts in Abhängigkeit von Radius zeigt Abb. 4. Die Lage des Schwerpunkts eines jeden der aufgemessenen Profile wurde bestimmt und die Koordinaten y_0 und z_0 der Stabachse ermittelt; den Verlauf der Stabachse zeigt Abb. 5. Ferner ist in Abb. 6 angegeben der Verlauf des Winkels, den die Profilsehne mit der Schraubenkreisebene bildet, durch seine Funktion sin und cos. Die Trägheitsmomente J_I und J_{II} an jeder Stelle des Flügels zeigt Abb. 7 und 8 (J_{II} im zehnfachen Maßstabe wie J_I). Alle diese Größen sind aufgetragen über der dimensionslosen Abszisse $\xi = \frac{x}{R}$, wo x der Abstand eines Querschnitts vom Nabenmittelpunkt ist.

Die Gleichung (16), die uns zunächst beschäftigen wird, nimmt, wenn man für η und ζ die oben angegebenen Reihen und die Substitution $\xi = \frac{x}{R}$ einführt mit Berücksichtigung von Gl. (13) und (14), die Form an:

$$6\,a_3\,\xi + 12\,a_4\,R^2\,\xi^2 + 20\,a_5\,R^3\,\xi^3 = \frac{\cos^2\alpha}{E\cdot J_1}\left\{R^2\int\limits_{\xi=\xi_1}^{\xi=1} p_y\,(\xi-\xi_1)\,d\,\xi - \int\limits_{\xi=\xi_1}^{\xi=1}\frac{\Delta\,C}{\Delta\,\xi}\,(y_0-y_{01})\,d\,\xi\right\}$$

$$-\frac{\cos^2\alpha}{E\cdot J_1}\int\limits_{\xi=\xi_1}^{\xi=1}\frac{\Delta\,C}{\Delta\,\xi}\left[R^3\,a_3\,(\xi^3-\xi_1^3)+R^4\,a_4\,(\xi^4-\xi_1^4)+R^5\,a_5\,(\xi^5-\xi_1^5)\right]d\,\xi$$

$$+\frac{\sin\alpha\cdot\cos\alpha}{E\,J_I}\left\{R^2\int\limits_{\xi=\xi_1}^{\xi=1} p_z\,(\xi-\xi_1)\,d\,\xi - \int\limits_{\xi=\xi_1}^{\xi=1}\frac{\Delta\,C}{\Delta\,\xi}\,(z_0-z_{01})\,d\,\xi\right\}$$

$$-\frac{\sin\alpha\cdot\cos\alpha}{E\cdot J_I}\int\limits_{\xi=\xi_1}^{\xi=1}\frac{\Delta\,C}{\Delta\,\xi}\left[0{,}55\,R^2\,a_3\,(\xi^2-\xi_1^2)+0{,}366\,R^3\,a_4\,(\xi^3-\xi_1^3)+0{,}305\,R^4\,a_5\,(\xi^4-\xi_1^4)\right]d\,\xi \quad \ldots\ldots\ldots\ldots (18)$$

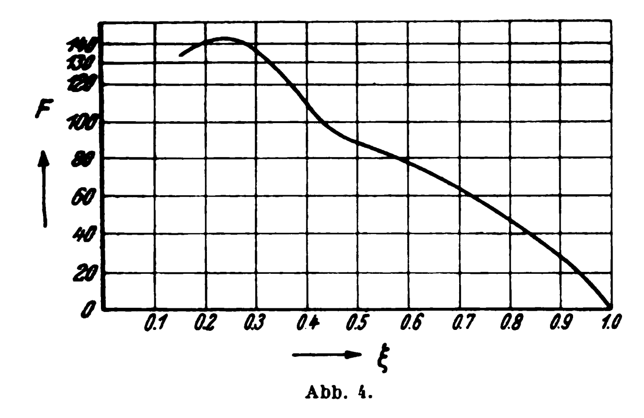


Abb. 4.

Um die Durchbiegung selbst zu bekommen, hat man zweimal zu integrieren, wobei zu bedenken ist, daß α und J Funktionen von ξ sind. Alle Glieder auf der rechten Seite kann man nun

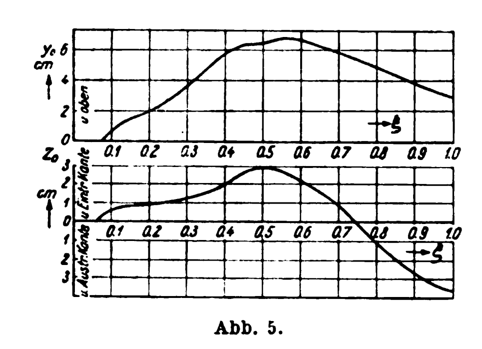


Abb. 5.

ausrechnen. Allerdings kann man die Integrationen nicht alle in geschlossener Form ausführen, da α, J und die an jeder Stelle wirkende Fliehkraft nicht als Funktion von ξ gegeben sind, sondern einen Verlauf haben, der nur durch Aufmessungen festgestellt werden kann. Alle diese Ausdrücke ermittelt man daher einfach durch Summenbildung. Die Verteilung der Luftkräfte ist annähernd bekannt. Für die Festigkeitsrechnung genügt es, sie durch eine einfache Funktion anzunähern. Man kann z. B. die Komponente, die den Schub erzeugt, etwa in einer Verteilung annehmen, die durch die Funktion

$$p_y = k\cdot\xi^2\cdot\sqrt{1-\xi^2}$$

Abb. 6a.

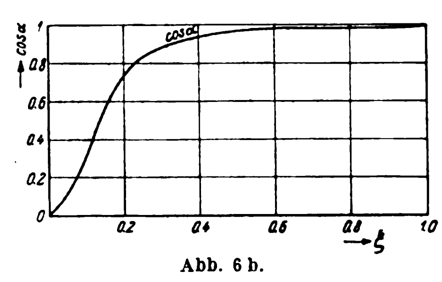


Abb. 6b.

dargestellt wird. Die Konstante k ist so zu bestimmen, daß die Summe über alle Schraubenflügel den Gesamtschub ergibt. Es muß also sein:

$$\int\limits_0^1 k\cdot\xi^2\sqrt{1-\xi^2}\cdot R\cdot d\,\xi = \frac{S}{a},$$

wobei a die Flügelzahl ist, daraus wird

$$k = \frac{16\,S}{a\,\pi\,R}.$$

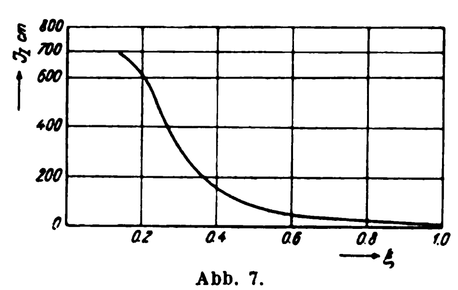


Abb. 7.

Das Biegungsmoment infolge des Schubs ist damit leicht auszurechnen. Es ist an der Stelle $\xi = \xi_1$

$$M_s = R^2\int\limits_{\xi=\xi_1}^{\xi=1} p_y\,(\xi-\xi_1)\,d\,\xi = R\cdot\frac{16\,S}{\pi\cdot n}\int\limits_{\xi=\xi_1}^{\xi=1}\xi^2\sqrt{1-\xi^2}\,(\xi-\xi_1)\,d\,\xi.$$

Ersetzen wir nach Ausführung der Integration wieder ξ_1 durch ξ, so ergibt sich:

$$M_s = \frac{16\cdot S\cdot R}{a\cdot\pi}\left[\frac{\sqrt{1-\xi^2}}{120}\,(6\,\xi^4+7\,\xi^2+16) - \frac{1}{8}\,\xi\left(\frac{\pi}{2}-\arcsin\xi\right)\right].$$

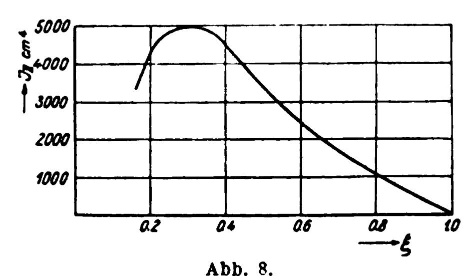


Abb. 8.

Das Moment, das die Schubkraft ausübt, ist also:

$$M_s = \frac{16 \cdot S \cdot R}{a \cdot \pi} f(\xi),$$

wobei die eckige Klammer durch $f(\xi)$ dargestellt wird. Diese Funktion hat die Werte:

$\xi =$	0	0,1	0,2	0,3	0,6	0,5	0,6	0,7
$f(\xi) =$	0,133	0,114	0,094	0,075	0,057	0,040	0,0255	0,0139

$\xi =$	0,8	0,9	1,0
$f(\xi) =$	0,0056	0,0011	0

Die Komponente der Luftkraft, die in der Schraubenkreisebene wirkt, wird hinreichend genau dargestellt durch die Funktion:

$$p_z = k_1 \cdot \xi \sqrt{1 - \xi^2}.$$

Wir bestimmen k_1 wieder so, daß das gesamte von p_z ausgeübte Moment gleich dem gemessenen oder errechneten Drehmoment des Motors wird.

$$\frac{M_m}{a} = \int_0^1 p_z R^2 \xi \, d\xi = k_1 R^2 \int_0^1 \xi^2 \sqrt{1 - \xi^2} \, d\xi = k_1 \cdot R^2 \cdot \frac{\pi}{16}.$$

Mithin wird

$$k_1 = \frac{M_m \cdot 16}{R^2 \cdot \pi \cdot a},$$

$$p_z = \frac{M_m \cdot 16}{R^2 \cdot \pi \cdot a} \xi \sqrt{1 - \xi^2}.$$

Das Biegungsmoment infolge dieser Komponente der Luftkraft an irgend einer Stelle ξ_1 ist dann

$$M = R^2 \int_{\xi = \xi_1}^{\xi = 1} p_z \cdot (\xi - \xi_1) \, d\xi = \frac{M_m \cdot 16}{\pi \cdot n} \int_{\xi = \xi_1}^{\xi = 1} \xi \sqrt{1 - \xi^2} (\xi - \xi_1) \, d\xi$$

$$= \frac{M_m \cdot 16}{\pi \cdot n} \left[\xi \frac{(2\xi^2 - 1)}{8} - \frac{1}{8} \arcsin \xi + \right.$$

$$\left. + \frac{\pi}{16} - \frac{\xi}{3} \sqrt{1 - \xi^2}^{\,3} \right] = \frac{M_m \cdot 16}{\pi \cdot n} \varphi(\xi).$$

Die eckige Klammer ist dabei zur Abkürzung durch $\varphi(\xi)$ ersetzt. Sie hat folgende Werte:

$\xi =$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6
$\varphi(\xi) =$	0,1962	0,163	0,1312	0,106	0,073	0,0502	0,031

$\xi =$	0,7	0,8	0,9	1,0
$\varphi(\xi) =$	0,0167	0,0044	0,0014	0

Damit sind die Biegungsmomente infolge der Luftkräfte bestimmt. Der Verlauf ist in Abb. 9 und 10 wiedergegeben.

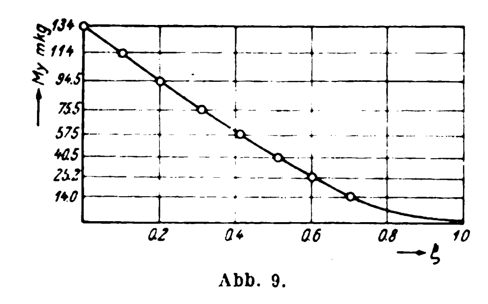


Abb. 9.

Wir haben nun die Momente infolge der Fliehkräfte zu bestimmen und zwar zunächst diejenigen, die infolge der von Hause aus vorhandenen Krümmung auftreten. Diese Biegungsmomente sind dargestellt durch die Ausdrücke:

$$\sum_{\xi = \xi_1}^{\xi = 1} \frac{\Delta C}{\Delta \xi} (y_0 - y_{01}) \Delta \xi \text{ und } \sum_{\xi = \xi_1}^{\xi = 1} \frac{\Delta C}{\Delta \xi} (z_0 - z_{01}) \Delta \xi.$$

$y_0 - y_1$ und $z_0 - z_1$ sind für jeden beliebigen Wert von ξ aus Abb. 5 abzulesen.

Denken wir uns den Flügel durch Schnitte senkrecht zur ξ-Achse in Scheiben von der Dicke 1 cm $= \Delta \xi$ zerlegt, so ist die pro Längeneinheit erzeugte Fliehkraft $= \frac{\Delta C}{R \cdot \Delta \xi}$

$$\frac{\Delta C}{R \cdot \Delta \xi} = F \cdot \frac{\gamma}{g} R \cdot \xi \cdot \omega^2.$$

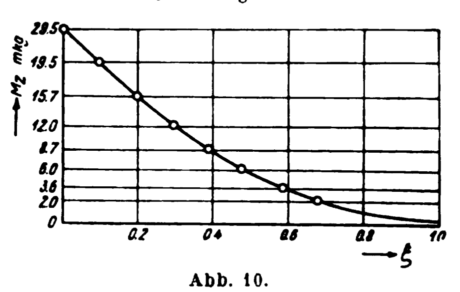


Abb. 10.

Das spezifische Gewicht des Holzes nehmen wir zu 800 kg/m³ an. Bei der Drehzahl 1450 ist $\omega^2 = 23000$; um $\frac{\Delta C}{\Delta \xi}$ zu erhalten, müssen wir also die Kurve, die die Querschnittsgröße angibt, mit dem Faktor

$$\frac{\gamma}{g} \cdot \omega^2 \cdot R \cdot \xi = \frac{800 \cdot 23000 \cdot 1{,}925}{9{,}81 \cdot 100^2} \xi = 229 \, \xi$$

multiplizieren.

Diese Fliehkraft, die pro Längeneinheit des Flügels erzeugt wird, ist in Abb. 11 aufgetragen. Für die Rechnung

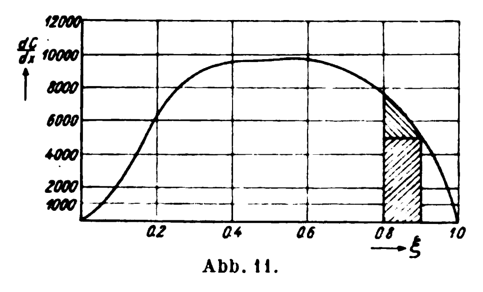


Abb. 11.

zerlegen wir den Flügel durch 10 Schnitte im Abstand $\Delta \xi = 0{,}1$ senkrecht zur ξ-Achse. Um die Fliehkraft eines jeden solchen Teiles zu bekommen, haben wir den Flächeninhalt der Kurve $\frac{\Delta C}{R \Delta \xi}$ in Abb. 11 zwischen den Grenzen ξ und $\xi + \Delta \xi$ zu bilden. Wir können einen solchen in Abb. 11 schraffierten Streifen hinreichend genau als Trapez auffassen. Der Angriffspunkt dieser Fliehkraft am Flügel liegt dann bei dem Wert von ξ, der dem Schwerpunkt dieses Flächenstreifens entspricht. Für das Folgende ist es jedoch bequemer, diese Kraft zu zerlegen, so daß die Teilkräfte alle bei $\xi = 0{,}1$, 0,2 usw. angreifen. Wir können diese Zerlegung in der Weise vornehmen, daß von dem Inhalt des in Abb. 11 schraffierten Rechtecks auf jeden der beiden Punkte ξ und $\xi + w \xi$ die Hälfte aufgebracht wird, von dem Inhalt des Dreiecks auf den einen Punkt $^2/_3$ und auf den anderen $^1/_3$. In dieser Weise ist für die Fliehkräfte für alle Elemente bestimmt worden

$\xi =$ 0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
56	358	769	1081	1207	1225	1216	1140	949	602	110

Um das Biegungsmoment an der Stelle ξ infolge dieser Kräfte zu ermitteln, haben wir den Ausdruck:

$$\sum_{\xi = \xi_n}^{\xi = 1} \frac{\Delta C}{\Delta \xi} (y_0 - y_{01}) \Delta \xi \text{ bzw. } \sum_{\xi = \xi_n}^{\xi = 1} \frac{\Delta C}{\Delta \xi} (z_0 - z_{01}) \cdot \Delta \xi$$

auszurechnen.

Am einfachsten gestaltet sich die Ausrechnung eines solchen Ausdruckes mit Benutzung der Beziehung:

$$M_n = M_{n-1} + \Delta y_{0_n} \sum_{0}^{n=1} \Delta \xi \cdot \frac{\Delta C}{\Delta \xi}.$$

y_{0n} und Δz_{0n} ist aus Abb. 5, wo die von Hause aus vorhandene Stabform aufgetragen ist, ohne weiteres zu entnehmen. Die so errechneten Momente $M_{C_{y0}}$ und $M_{C_{z0}}$ sind in Abb. 12 und 13 aufgetragen. Wir sind also jetzt in der Lage, einen

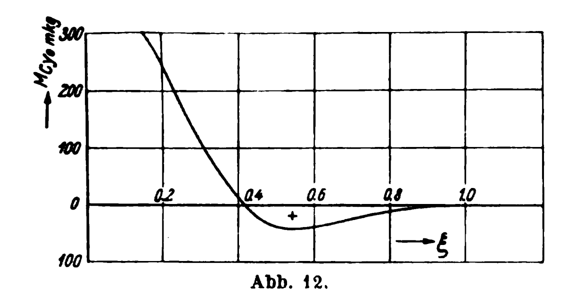


Abb. 12.

Teil der rechten Seite von Gleichung (18) nämlich den Ausdruck:

$$\frac{\cos^2 a}{E \cdot J_1}\left[R^2 \int p_y\,(\xi - \xi_1)\,d\,\xi - \int \frac{\Delta C}{\Delta \xi}\,(y_0 - y_{01})\,d\,\xi\right] +$$
$$+ \frac{\sin a \cdot \cos a}{E\,J_1}\left[R^2 \int p_z\,(\xi - \xi_1)\,d\,\xi - \int \frac{\Delta C}{\Delta \xi}\,(z_0 - z_{01})\,d\,\xi\right]$$

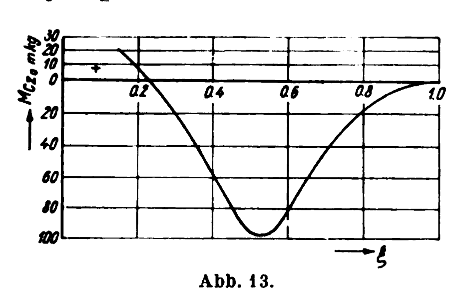


Abb. 13.

auszurechnen. Die Ausdrücke in den Klammern sind oben ermittelt und stellen die Biegungsmomente infolge Luftkraft und Zentrifugalkraft am unverbogenen Stab dar; der Winkel a und das Trägheitsmoment J ist an jeder Stelle durch die Aufmessung gegeben. Für den Elastizitätsmodul des Holzes wurde $E = 100\,000$ kg/cm² angenommen. Um die Durchbiegung zu erhalten, die die in den eckigen Klammern stehenden Momente hervorrufen würden, ist dieser ganze Ausdruck zweimal zu integrieren. Eine zweimalige Integration kommt aber nach dem Mohr'schen Satze der Bildung eines Momentes gleich. Wir denken uns also die durch obigen Ausdruck dargestellte Größe als Belastung auf einen Stab aufgebracht und dazu das Biegungsmoment ausgerechnet. Die Ausrechnung geschah genau wie oben bei Ermittlung der Biegungsmomente. Das Ergebnis ist in Abb. 14 aufgetragen. Die wie ein Biegungsmoment

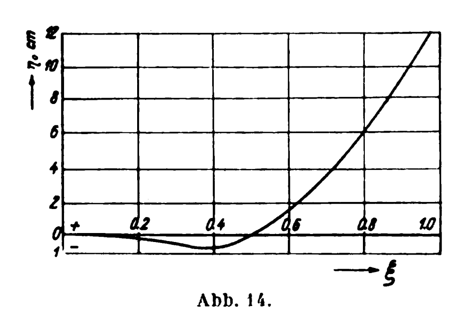


Abb. 14.

errechnete Größe ist mit η_0 bezeichnet und stellt die Durchbiegung dar, die die oben errechneten Momente hervorrufen würden, wenn während der Formänderung die Momente konstant blieben. Die beiden noch nicht ermittelten Ausdrücke in Gleichung (18)

$$\int \frac{\Delta C}{\Delta \xi}\left[R^3 a_3 (\xi^3 - \xi_1^3) + R^4 a_4 (\xi^4 - \xi_1^4) + \right.$$
$$\left. + R^5 a_5 (\xi^5 - \xi_1^5)\right] d\,\xi$$

und

$$\int \frac{\Delta C}{\Delta \xi}\left[0{,}55\,R^2 a_3 (\xi^2 - \xi_1^2) + 0{,}366\,R^3 a_4 (\xi^3 - \xi_1^3) + \right.$$
$$\left. + 0{,}305\,R^4 a_5 (\xi^4 - \xi_1^4)\right] d\,\xi$$

stellen nun die Momente dar, die infolge der elastischen Formänderung erst auftreten und sich den oben errechneten Momenten überlagern.

Den weiteren Gang wollen wir etwa an den Gliedern mit der Konstante a_3 verfolgen; ziehen wir diese Glieder heraus, so ergeben sich die beiden Ausdrücke:

$$a_3 R^3 \int \frac{\Delta C}{\Delta \xi}\,(\xi^3 - \xi_1^3)\,d\,\xi$$

und

$$0{,}55\,a_3 R^2 \int \frac{\Delta C}{\Delta \xi}\,(\xi^2 - \xi_1^2)\,d\,\xi.$$

Unter dem Integralzeichen stehen nur bekannte Größen wir können diese also durch Summenbildung für jeden beliebigen Wert ξ_1 ausrechnen. Die Rechnung ist genau so auszuführen wie bei den früheren Größen, etwa

$$\frac{\Delta C}{\Delta \xi}\,(y_0 - y_{01})\,d\,\xi.$$

Die beiden Integrale stellen Funktionen von ξ_1 dar, die ohne weiteres ausgerechnet werden können, wir wollen sie mit $\varphi\,(\xi)$ bzw. $\psi\,(\xi)$ bezeichnen. $a_3\,\varphi\,(\xi)$ und $0{,}55\,a_3\,\psi\,(\xi)$ sind dann die Biegungsmomente, die hervorgerufen werden, wenn sich der Flügel in der Form $\eta = a_3\,\xi^3$ verbiegt. Setzen wir diese Größen in Gleichung (18) ein, so ergibt sich der Anteil der Krümmung, die durch diese Momente hervorgerufen werden, zu

$$a_3\left[\frac{\cos a}{E\,J_1}\,\varphi\,(\xi) + 0{,}55\,\frac{\sin a \cdot \cos a}{E \cdot J_1}\,\psi\,(\xi)\right].$$

Denkt man sich wieder den Ausdruck in der eckigen Klammer als Belastung aufgebracht und das Biegungsmoment ermittelt, so ist dieses der Größe nach gleich der Durchbiegung, die die Momente $\varphi\,(\xi)$ und $0{,}55\,\psi\,(\xi)$ in der y-Richtung hervorrufen. Diese Durchbiegung bezeichnen wir mit η_3.

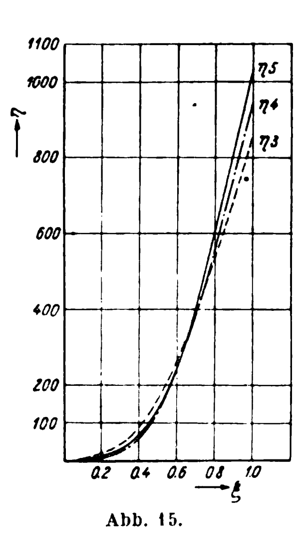


Abb. 15.

Genau so verfahren wir mit den Gliedern a_4 und a_5 und bezeichnen die entpsrechenden Durchbiegungen mit η_4 und η_5.

Alle diese Durchbiegungen sind in Abb. 15 im tausendfachen Maßstabe aufgebracht. Die endgültige Durchbiegung ist dann gleich der Summe aller Einzeldurchbiegungen, mithin muß für jede Stelle ξ_1 die Gleichung erfüllt sein.

$$\eta = a_3\,R^3\,\xi_1^3 + a_4\,R^4\,\xi_1^4 + a_5\,R^5\,\xi_1^5 =$$
$$= \eta_{0(\xi_1)} + a_3\,\eta_{3(\xi_1)} + a_4\,\eta_{4(\xi_1)} + a_5\,\eta_{5(\xi_1)}.$$

Wie oben schon erläutert, setzen wir ξ_1 auf der linken Seite einmal $\xi_1 = 0{,}6$ und einmal $\xi_1 = 1$, auf der rechten Seite setzen wir die errechneten Durchbiegungen η_0, η_3, η_4 und η_5 ein. So erhalten wir zwei Gleichungen für die Konstanten a. Als dritte Gleichung wählen wir, wie oben schon erwähnt, die Bedingung, daß an der Flügelspitze also für $\xi_1 = 1$ alle Momente $= 0$ sind, mithin $\frac{d^2 \eta}{d\,\xi^2}$ verschwinden muß.

So erhalten wir die drei Gleichungen.

$$1{,}225 \cdot 1 + 12\,a_4 \cdot 1{,}225^2 \cdot + 20\,a_5 \cdot 1{,}225^3 = 0$$

$$1000\,(a_3 \cdot 1{,}225^3 \cdot 0{,}6^3 + a_4 \cdot 1{,}225^4 \cdot 0{,}6^4 + a_5 \cdot 1{,}225^5 \cdot 0{,}6^5) =$$
$$= 1{,}473 - a_3 \cdot 250{,}16 - a_4 \cdot 254{,}7 - a_5 \cdot 247{,}6$$

$$1000\,(a_3 \cdot 1{,}225^3 + a_4 \cdot 1{,}225^4 + a_5 \cdot 1{,}225^5) = 13{,}126 -$$
$$- a_3 \cdot 854{,}9 - a_4 \cdot 924 - a_5 \cdot 1062{,}6.$$

Diese Gleichungen ergeben für die Konstanten

a die Werte $a_3 = -0{,}017555,$
$a_4 = +0{,}036033,$
$a_5 = -0{,}01414.$

Die endgültige Durchbiegung hat also den Wert:

$$\eta = a_3 R^3 \xi^3 + a_4 R^4 \xi^4 + a_5 R^5 \xi^5 = -0{,}01755 \cdot 1{,}225^3 \xi^3 + \\ + 0{,}03603 \cdot 1{,}225^4 \xi^4 - 0{,}01414 \cdot 1{,}225^5 \xi^5.$$

Nach Gleichung (17a) ist

$$\zeta = \left(3\, a_3\, \xi^2 R^2 + 2\, a_4\, \xi^3 R^3 + \frac{5}{3}\, a_5\, \xi^4 R^4\right) \frac{H}{2\pi}\,.$$

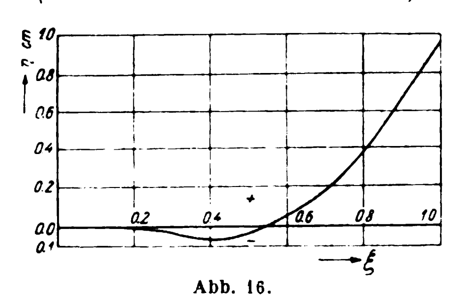


Abb. 16.

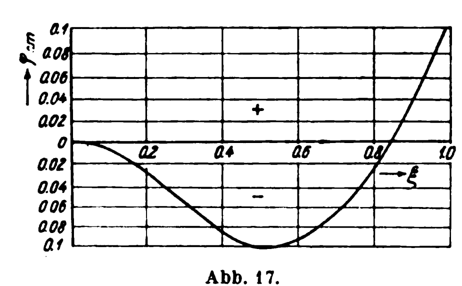


Abb. 17.

Die beiden Größen η und ζ sind in Abb. 16 und 17 aufgetragen. Man ersieht daraus, daß die so errechnete Durchbiegung ζ im Vergleich zu der Durchbiegung in der y-Richtung sehr klein ist. Nunmehr ist die Gestalt der Luftschraube

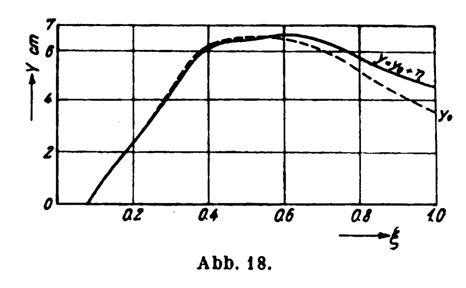


Abb. 18.

nach ihrer Formänderung bekannt (Abb. 18) und es können alle Momente nach Gleichung 4, 5 und 6 errechnet werden. Die Biegungsmomente für $a_3 = 1$, $a_4 = 1$ und $a_5 = 1$ sind oben schon errechnet, wir brauchen sie nur mit dem er-

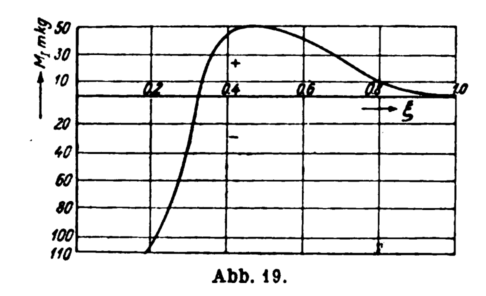


Abb. 19.

rechneten a zu vervielfachen. Aus allen Einzelausdrücken lassen sich dann leicht die Momente M_{I} und M_{II} errechnen. Ebenso kann man ohne weiteres die Spannungen ausrechnen. Die Ergebnisse sind in Abb. 19 bis 22 zusammengestellt. Es wurden auch die Biegungsspannungen infolge M_2 errechnet, diese sind jedoch infolge der großen J_2 so klein, daß sie keine Rolle spielen, umsomehr als die größten Spannungen infolge M_{II} in den Fasern auftreten, wo die Spannungen infolge M_{I} fast null sind. Die Errechnung der Schubspannung kann, da alle Größen nunmehr bekannt sind, ebenso vorgenommen werden wie beim gewöhnlichen Balken; auch sie spielen aber keine große Rolle. Auch das Torsionsmoment aus Gleichung (6) kann ohne Schwierigkeit berechnet werden. Es ist jedoch so klein, daß es kaum eine Rolle spielt. Es ist in Abb. 23 aufgetragen. Alle diese Größen sind nun errechnet auf Grund der Annahme, daß die Krümmung in der Richtung des größeren Trägheits-

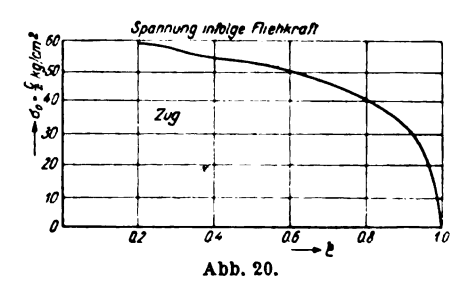


Abb. 20.

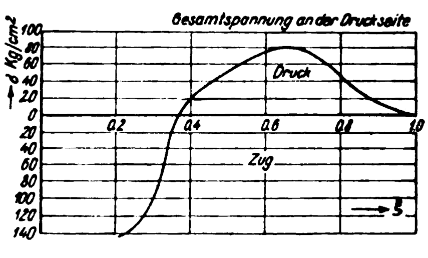


Abb. 21.

moments, sowie die elastische Verdrehung des Blattes vernachlässigbar klein sind. Um uns zu überzeugen, wie weit diese Bedingungen erfüllt sind, rechnen wir sie nunmehr aus. Da die Größe einer Verdrehung bei beliebigem Quer-

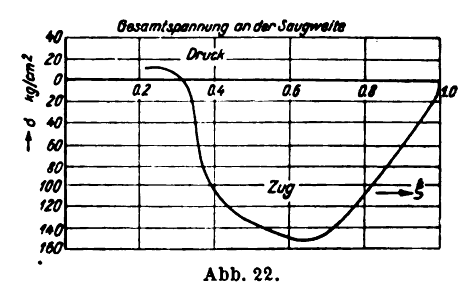


Abb. 22.

schnitt sehr schwierig zu errechnen ist, wurde jeder Querschnitt durch ein eingeschriebenes Rechteck ersetzt; die Torsionssteifigkeit eines solchen Stabes kann nach St. Venant ermittelt werden und ist sicherlich kleiner als die des wirk-

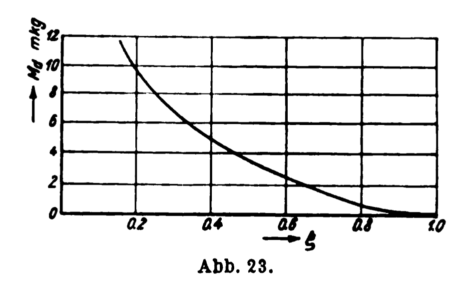


Abb. 23.

lichen Flügels. Ebenso wurde der Gleitmodul G sehr niedrig angenommen, zu $G = 8000$ kg/cm². Unter diesen Voraussetzungen ergab sich eine Verdrehung an der Flügelspitze

$\vartheta = 0{,}00661$, d. h. etwa 0,3°.

Das ist aber ein Winkel, der innerhalb der Genauigkeit bei

der Herstellung und der Aufmessung liegt. Der Verdrehungswinkel könnte bei anderen Flügelformen wohl etwas größer werden. Trotzdem wird er wohl kaum Werte erreichen, die auf die Festigkeitsverhältnisse von Einfluß sind.

Um auch die andere Voraussetzung $k_{II} = 0$ zu prüfen, rechnen wir k_{II} aus und vergleichen es mit k_I. Diese Größen wurden für einige Werte ξ durch Bildung der Ausdrücke $\frac{M_I}{E J_I}$ nnd $\frac{M_{II}}{E J_{II}}$ ausgerechnet:

ξ	k_I	k_{II}
= 0,2	− 1667,0	+ 29,2
= 0,4	+ 2620	− 17,4
= 0,6	+ 5140	− 36,8
= 0,8	+ 4430	− 20,0

Aus der Zusammenstellung ist zu ersehen, daß k_{II} tatsächlich sehr klein ist im Vergleich zu k_I. An der ungünstigsten Stelle $\xi = 0{,}4$ ist $k_{II} = 0{,}0175\ k_I$. Die Vernachlässigung einer so kleinen Größe erscheint aber durchaus zulässig.

Damit ist der Nachweis erbracht, daß die gemachten Annahmen $k_2 = 0$ und $\vartheta = 0$ den Wert des Endergebnisses nicht viel beeinträchtigen, und wir können also die errechneten statischen Größen als endgültig ansehen.

Wie aus dem Verlauf der Biegungsmomente und Spannungen ersichtlich ist, überwiegen selbst bei dem großen Schub am Stand die Momente infolge der Zentrifugalkräfte. An der Flügelwurzel wird der Flügel selbst bei großem Schub nach rückwärts gebogen. Es ist daher von Interesse, zu wissen, wie die Biegungsmomente und Beanspruchungen sind, die dann auftreten, wenn die Schraube einen geringeren Schub ausübt. Es wurde daher angenommen, die Schraube laufe mit derselben Drehzahl $U = 1450$/min wie oben. Sie übe jedoch gar keinen Schub aus. Es ist dies ein Zustand, der beim gedrückten Flug und beim Drosseln des Motors durchaus auftreten kann. Setzt man alle Luftkräfte = 0, so gestaltet sich die Rechnung sehr einfach, da alle Größen, die zur Aufstellung der Gleichungen notwendig sind, früher schon ermittelt sind; es sind nur alle Ausdrücke, in denen die Luftkraft vorkommt, gleich null zu setzen. Die Rechnung gestaltet sich genau wie früher. Da sie nichts neues von Interesse bietet, seien nur die Ergebnisse mitgeteilt. Die Spannungen sind in Abb. 24 und 25 aufgetragen und es zeigt

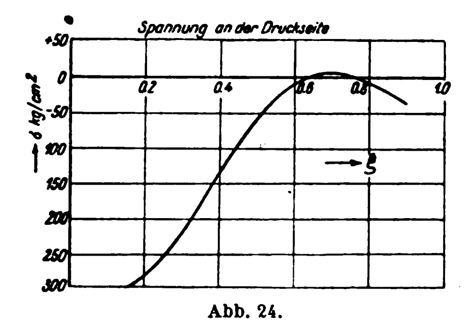


Abb. 24.

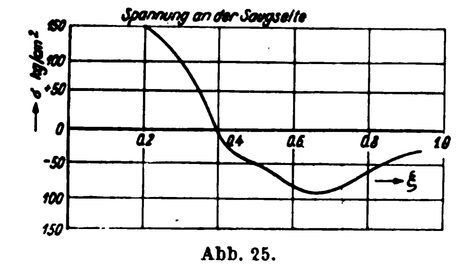


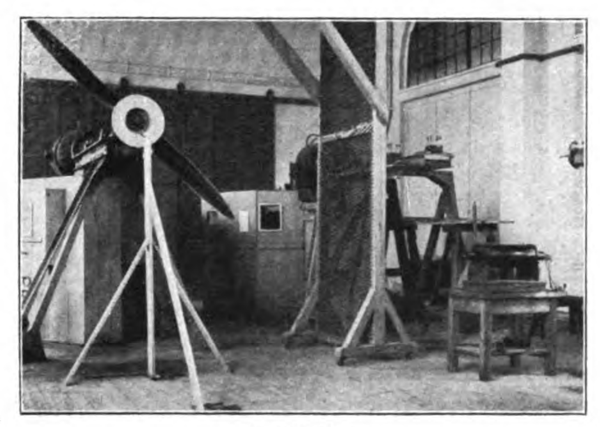
Abb. 25.

sich, daß in der Nähe der Flügelwurzel die Spannungen wesentlich größer sind als bei dem früheren Zustand, wo die Luftkräfte wirkten. Das ist auch ganz natürlich; denn schon bei dem früheren Belastungsfall, wo die Luftkräfte die Schraube nach vorn durchzubiegen versuchten, überwiegen die entgegengesetzt wirkenden »entlastenden« Momente, die die Zentrifugalkraft infolge der gekrümmten Form der Flügel hervorruft, das Moment der Luftkraft so weit, daß das resultierende Moment schon größer ist als dasjenige, das die Luftkraft allein an einem geraden Flügel ausüben würde. Im normalen Fluge sind aber die Luftkräfte wesentlich geringer, und wenn das Flugzeug gedrückt wird, so können sie auch fast ganz verschwinden. Dann bewirkt die Fliehkraft ein nach rückwärts biegendes Moment, das weit größer ist, als die Luftkräfte es selbst im ungünstigsten Falle erzeugen könnten. Der Flügel versucht zwar, sich selbst so einzustellen, daß die Wirkung möglichst abgeschwächt wird. Eine ins Gewicht fallende Formänderung kann der Flügel jedoch nur in seinem äußeren Teil, wo kleine Querschnitte vorhanden sind, ertragen; in der Nähe der Nabe können beträchtliche Formänderungen nicht eintreten, ohne daß die Spannungen gleichzeitig sehr hoch werden. Die errechneten Spannungen reichen zwar immer noch nicht aus, unbedingt einen Bruch herbeizuführen, wenn sie auch bedenklich hoch sind. Es ist jedoch zu bedenken, daß durch irgend einen kleinen Materialfehler, etwa daß eine Leimfuge durch Witterungseinflüsse gelitten hat, die Verhältnisse sich noch wesentlich ungünstiger gestalten. Außerdem können schon kleine Schwingungen weitere erhebliche Beanspruchungen bedingen. Bei den oben erwähnten Brüchen von Luftschrauben handelte es sich meist um größere Schrauben, die aber in der Form der hier untersuchten ähnlich war. Alle Brüche erfolgten jedoch, soweit bekannt geworden ist, im Fluge, also bei geringem Schub, wie es nach der vorliegenden Untersuchung auch vorhergesagt werden kann. Die Bruchursache liegt also wahrscheinlich in der zu starken Krümmung der Flügel.

Daraus erkennt man, daß man mit großer Vorsicht verfahren muß, wenn man der Schraube eine Form geben will, durch die eine Entlastung infolge der Fliehkräfte hervorgerufen werden soll. Insbesondere erscheint es bedenklich, in der Nähe der Nabe die Stabachse allzuweit aus der Schraubenkreisebene heraustreten zu lassen. Im äußeren Teil wird infolge der Nachgiebigkeit des Flügels der Einfluß einer fehlerhaften Formgebung nicht so schlimm sein, da der Flügel selbst den Fehler teilweise wieder gut macht. An der Nabe aber ist infolge der großen Steifigkeit eine Selbsteinstellung nicht in beträchtlichem Maße möglich und die Momente sind im wesentlichen durch die Formgebung bei der Herstellung bedingt. Eine allgemeine Regel für die Formgebung aufzustellen, ist leider nicht möglich. Ganz allgemein kann man jedoch sagen, daß bei einem Flügel mit gerader Achse die elastische Formänderung sich immer so einstellt, daß wirklich eine Entlastung durch die Fliehkräfte eintritt, ganz gleich welche sonstigen Kräfte auf die Schrauben wirken. Diese Tatsache ist auch in der erwähnten Reissner'schen Arbeit bewiesen. Bei einem gekrümmten Flügel ist das nicht der Fall und es ist in jedem Falle zu untersuchen, ob durch die Entlastung bei einem Betriebszustand nicht eine Überbelastung bei einem anderen Betriebszustand bedingt ist.

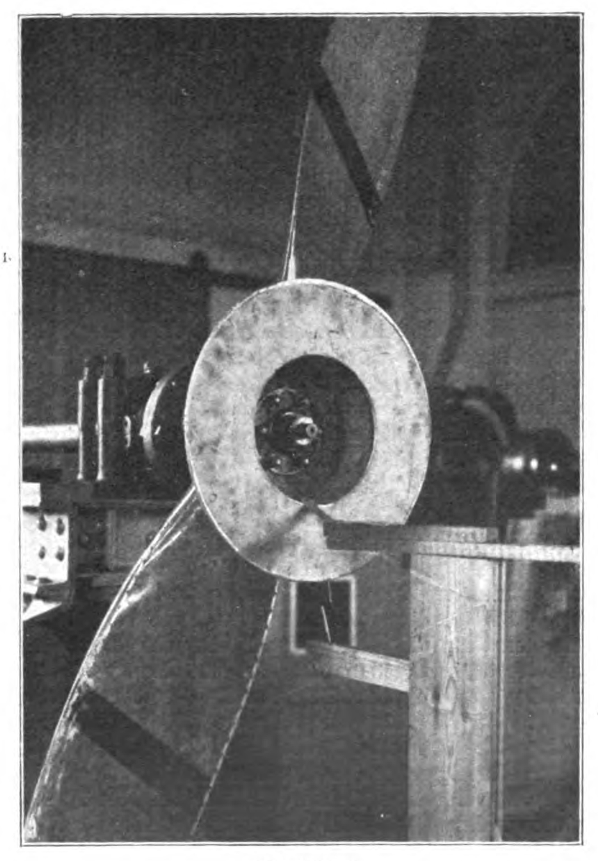
Auf einen Umstand sei noch aufmerksam gemacht. Der Flügel ist bisher als ein dünner Stab aufgefaßt worden. Für die bisher errechneten Größen ist dies auch hinreichend richtig. Zufolge dieser Annahme verschwindet jedoch eine Größe ganz, auf die in manchen Fällen wohl zu achten ist. Das ist ein Torsionsmoment, das an dem verwundenen Blatt entsteht infolge der Längskraft. Denkt man sich z. B. einen ebenen Blechstreifen um seine Längsachse verdrillt, so daß eine Schraubenfläche entsteht und wird dieser schraubenförmig gewundene Streifen in seiner Längsrichtung gezogen, so versucht er sich wieder in seinen ebenen Zustand zurückzudrehen. Um diese Momente näherungsweise zu ermitteln, kann man etwa so verfahren, daß man jede einzelne Faser als einen gekrümmten Stab auffaßt. Wenn dieser gezogen wird, so versucht er sich gerade zu recken. Die Längsspannung in jeder Faser ist auf Grund der früheren Rechnung hinreichend genau bekannt. Beim Weitergehen auf der Faser muß infolge der Krümmung der Faser die Längsrichtung ständig ihre Richtung ändern. Es muß also auch überall eine Komponente senkrecht zur Faser stehen,

und diese erzeugt ein Drehmoment in der Richtung, das die Verwindung rückgängig zu machen versucht. Bei dicken Schrauben, wie etwa bei Holzschrauben, ist dieser Einfluß ohne Bedeutung, für sehr dünne Blätter jedoch kann gerade dieses Moment zur Hauptsache werden und bei der geringen Torsionssteifigkeit dünner Flügel erhebliche Verdrehungen



Lichtbild 1.

verursachen. Für die angenäherte Berechnung dieses Torsionsmoments bei einem dünnen Schraubenblatt genügt es, da infolge der geringen Steifigkeit der Flügel sich von selbst so einstellt, daß die Biegungsmomente klein sind, nur mit der Fliehkraft zu rechnen und diese nimmt man über den Querschnitt gleichmäßig verteilt an. Mißt man in bestimmten Abständen, etwa alle 10 cm, den Winkel, um

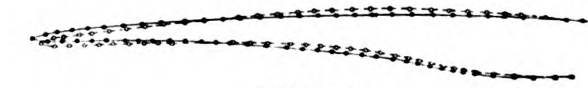


Lichtbild 2.

den ein Querschnitt sich gegen den vorhergehenden verdreht hat, so ist dieser Winkel ein Maß für die Krümmung der einzelnen Faser. Aus der Richtungsänderung der Faser lassen sich dann leicht die Komponenten der inneren Kräfte ermitteln, die ein Torsionsmoment hervorrufen.

Um auch auf experimentellem Wege die Formänderungen von Luftschrauben zu bestimmen, wurden verschiedene Versuche gemacht. Wenn auch alle diese Versuche sich noch im Anfangsstadium befanden, so war es doch möglich, mit einer der versuchten Anordnungen eine Nachprüfung dieser Rechnung vorzunehmen. Die Versuchsanordnung zeigt Lichtbild 1 und 2. Ein Flügel der oben rechnerisch untersuchten Luftschraube wurde an seiner Eintritts- und Austrittskante um den ganzen Flügelumriß mit Funkenstrecken belegt, indem Stanniolplättchen von 2,5 cm Länge auf der Schraube befestigt wurden. Das eine Ende dieser Leiter wurde mittels eines Schleifringes mit Bürste an einem Kondensator angeschlossen, das andere Ende bestand aus einer Spitze, die bei jedem Umlauf einmal an einer feststehenden Spitze mit einem Abstand von etwa 2 mm vorbeiging. Die feststehende Spitze war mit dem anderen Pol des Kondensators verbunden. Die Energie wurde nun so einreguliert, daß ein Funke nur dann überspringen konnte, wenn die umlaufende Spitze der feststehenden gerade gegenüberstand. Der Kondensator wurde durch ein Induktorium aufgeladen, das mit Wechselstrom betrieben wurde.

Zunächst wurde, um die Form der Schraube in unbelastetem Zustand zu bekommen, der Flügel in die Lage gedreht, bei der ein Funke überspringen konnte. Eine photographische Kammer wurde dann in der Schraubenkreisebene so aufgebaut, daß die Objektivachse annähernd



Lichtbild 3.

senkrecht stand zu der Flügelachse, dann wurde ein Funke über die Funkenstrecken geschickt und photographiert. Die Kammer blieb in derselben Lage und die Schraube wurde in Drehung versetzt. Bei 1450 U/min wurde dann wieder ein Funke durchgeschickt, der auf dieselbe Platte aufgenommen wurde. Um die Gewißheit zu haben, daß die photographische Kammer sich nicht bewegt hatte, wurden an zwei festen Punkten noch Funkenstrecken eingelegt. So entstand Lichtbild 3[1]). Die Durchbiegung läßt sich hieraus mit großer Genauigkeit feststellen. Eine Verdrehung des Blattes, die sich darin äußern müßte, daß die Abstände der Funken an der Eintritts- und Austrittskante sich beim Lauf gegenüber der Ruhelage geändert hätten, ist zwar zu erkennen, aber so gering, daß ihre Größe nicht mehr einwandfrei gemessen werden konnte. (Eine Verdrehung um 1^0 würde eine Relativverschiebung der beiden Punkte je nach der gerade an der untersuchten Stelle vorhandenen Blattbreite von 1,5 bis 2, 5 mm bedingen). Die Durchbiegung hingegen ist recht deutlich zu erkennen und befindet sich in guter Übereinstimmung mit obiger Rechnung. An der Flügelspitze beträgt die gemessene Durchbiegung 10,6, die errechnete 9,7 mm. Der ganze Charakter der gemessenen Durchbiegung stimmt mit der errechneten sehr gut überein. Auch die negative Durchbiegung in dem Teil an der Nabe läßt sich erkennen. Um die Genauigkeit dieser Meßmethode zu prüfen, wurde die Schraube in ruhendem Zustande mit Funkenstrecken photographiert. Dann wurde der Flügel deformiert und die Durchbiegung an mehreren Stellen genau gemessen. Dann wurde nochmals photographiert und das Lichtbild ausgewertet. Es zeigte sich, daß Formänderungen von $1/2$ mm festgestellt werden können.

Zusammenfassung.

In vorliegender Arbeit ist ein Verfahren angegeben, wie man Luftschrauben ganz beliebiger Form auf Festigkeit untersuchen kann. Es zeigt sich dabei, daß die Form der

[1]) Dieses Bild ist durch Nachzeichnen einer photographischen Aufnahme entstanden. Die Funken erscheinen auf der photographischen Platte so fein, daß sie im Druck nur undeutlich zu erkennen waren. Sie mußten daher durch Nachzeichnen deutlicher hervorgehoben werden.

Luftschraube von großem Einfluß auf die Beanspruchungen ist und daß mit großer Vorsicht verfahren werden muß, wenn man die entlastende Wirkung der Fliehkraft, die bei jeder Schraube mit gerader Flügelachse schon vorhanden ist, durch eine Krümmung der Stabachse verstärken will.

An einem Beispiel wurde die Rechnung durchgeführt und ferner wurde die Formänderung bei derselben Drehzahl, die der Rechnung zugrunde gelegt worden ist, gemessen und nachgewiesen, daß die Ergebnisse der Rechnung in befriedigender Übereinstimmung mit den Versuchsergebnissen stehen.

Aussprache:

Ing. H. B. Helmbold: Das von Herrn Dr. Seewald behandelte Problem ist von Wichtigkeit für die experimentelle Nachprüfung der Schraubentheorie, da mit den Verdrehungen der Schraubenflügel sich die Luftkräfte ändern. Man kann die so entstehenden Fehler (wenigstens in dem interessierenden Hauptbetriebszustand) vielleicht klein halten, wenn man die Schwerlinie nach einem von H. Dietzius in TB III angegebenen Verfahren für diesen Betriebszustand so gestaltet, daß nur noch reine Zugkräfte tangential zur Schwerlinie in dieser angreifen. Es wäre sehr wertvoll, wenn die Seewaldschen Untersuchungen über die Frage Aufschluß geben, wie groß die dann noch auftretenden Verdrehunhen sein können, die von der Verwindung der Schraubenflügel herrühren.

Dr.-Ing. Seewald (Schlußwort): Mit dem angegebenen experimentellen Verfahren läßt sich meines Erachtens ohne Schwierigkeit die Verdrehung der Modellschraube und der Schraube in natürlicher Größe mit einer ausreichenden Genauigkeit messen. Mit einer systematischen Versuchsreihe könnte man wohl Unterlagen gewinnen, die gestatten, den durch das verschiedenartige elastische Verhalten bedingten Fehler bei der Übertragung von Modellversuchen zu ermitteln. Ob es möglich ist, rechnerisch die Verdrehung mit einer für den erwähnten Zweck hinreichenden Genauigkeit zu ermitteln, erscheint mir fraglich, vor allem deswegen, weil man in bezug auf die Richtung und den Angriffspunkt der an einem Schraubenelement angreifenden Luftkräfte auf recht rohe Schätzungen angewiesen ist.

V. Atmosphärische Stromfelder und kinematographische Vermessungen[1]).

Arbeiten des Forschungsinstituts der Rhön-Rossitten-Ges. e. V. Wasserkuppe im Jahr 1925.

Vorgetragen von P. Raethjen.

Ich habe die erfreuliche Aufgabe, vor einem sachverständigen Publikum einiges über die ersten Resultate des neugeschaffenen Forschungsinstituts der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V. vorzutragen.

Erfreulich ist diese Aufgabe vor allem deswegen, weil es sich hier nicht um Mitteilung einer abgeschlossenen Forschungsarbeit handelt, sondern um Mitteilung der ersten Schritte auf einem recht umfangreichen Gebiet, welches durch den Segelflug als Grenzgebiet zwischen Meteorologie und Flugtechnik in den Vordergrund des wissenschaftlichen Interesses gerückt ist. Besonders ist es die bis heute noch ungeklärte Frage des »dynamischen« Segelfluges, welche außerordentlich anregend gewesen ist. Diese Frage bildet daher auch einen Hauptgegenstand der Forschungsarbeiten der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V.

Wir wollen dabei den Begriff des dynamischen Segelfluges soweit wie möglich fassen: Als »dynamisch« bezeichnet man im Gegensatz zum statischen Segelflug einen solchen Segelflug, der aus Schwankungen der Windbewegung und der Flugzeugbewegung dem Flugzeug Energie zuführt. Man braucht nur einmal Idrac zu lesen und Breguét, um zu erkennen, daß die gesamten Fragen des dynamischen Segelfluges auf das physikalische Problem der Rückwirkung zwischen Flugzeugbeschleunigung und Strömungsbeschleunigungen zurückgehen. Es gehört also zum Problemkreis des dynamischen Segelfluges im weitesten Sinne auch die Mechanik der beschleunigten Flugzeugbewegungen.

Daher ist auch das Problem des dynamischen Segelfluges imstande, das Grenzgebiet zwischen Meteorologie und flugtechnischer Aerodynamik zu einer wissenschaftlichen Disziplin zu machen. Hier vereinigen sich die physikalischen Fragen der atmosphärischen Strömung und die der beschleunigten Flugzeugbewegung zu einem geschlossenen Problemkreis der angewandten Mechanik. Die Aufklärung dieses Problemkreises mit den Methoden des Segelfluges war und ist eine Hauptaufgabe des Forschungsinstituts für aeronautische Meteorologie und Segelflug.

Sie werden vielleicht teilweise den Eindruck haben, meine Herren, als ob derartige Untersuchungen nur theoretischen Wert haben. Sie werden auch die Empfindung haben, daß hier nicht dieselben Wege eingeschlagen werden, wie man sie in der Technik gewöhnlich geht, d. h. die Wege, die am schnellsten zum technischen Ziele führen. Beides ist ohne Zweifel zutreffend, das sehen Sie schon an der Aufgabenstellung. Es handelt sich um den »Problemkreis« und nicht um den technischen Zweck. Es ist aber sicher, daß auch derartige Untersuchungen, die nicht direkt auf einen technischen Zweck hinauslaufen, der Technik zugute kommen können. Eine derartige Auswirkung ist sogar, vom Standpunkt des Physikers aus gesehen, verbürgt durch den engsten inneren Zusammenhang zwischen den physikalisch behandelten Fragen mit solchen Problemen, die in der Flugtechnik von Tag zu Tag mehr in den Vordergrund treten, mit der Frage nach dem Verhalten eines Flugzeuges in allen mehr oder weniger kritischen Lagen, dem Kurvenflug, dem »überzogenen« und dem Trudelflug. Ich bin sogar der Ansicht, daß noch zahlreiche Abstürze heute vorkommen, die erklärt werden können durch veränderte Strömungen und Luftkräfte in »beschleunigten« Fluglagen. Dabei wird der Ausdruck »beschleunigt« physikalisch verstanden als »nichtgleichförmig«, d. h. beschleunigt ist jede Bewegung, bei der nicht sämtliche Maßepunkte des Flugzeuges mit gleichförmiger Geschwindigkeit eine geradlinige Bahn zurücklegen. Ich denke dabei z. B. auch an die Schwingungen elastischer Teile, die bei gewissen Flugzuständen in Resonanz kommen mit Schwingungsvorgängen in der Strömung (s. den vorangehenden Vortrag von Scheubel).

Soviel, meine Herren, möchte ich Ihnen mitteilen über den großen Rahmen, in dem die Arbeiten angestellt sind, deren erste Resultate den Gegenstand meines Vortrages bilden sollen.

Naturgemäß teilte sich die Arbeit anfangs in eine meteorologische und eine flugtechnische Seite: Man wußte und weiß noch heute recht wenig über die beschleunigten Strömungen, die in der Atmosphäre vorkommen, über Böen, Aufwinde und Abwinde. Ebensowenig weiß man von den aerodynamischen Vorgängen bei der beschleunigten Strömung um Flugzeuge und Tragflächen bzw. beim beschleunigten Fluge in ruhiger Luft. Man nimmt an, und dies ist wahrscheinlich, daß die Polardiagramme der Profile unter normalen Anstellwinkeln nicht anders sind als für den gleichförmigen Flug, und auf diese Annahme stützen sich die bekannten Hopfschen Grundformeln für den beschleunigten Flug[1]), wenn sie das c_a und c_w als vom Beschleunigungszustand unabhängig annehmen. Aber gerade in den kritischen Bereichen großer Anstellwinkel kann man unmöglich annehmen, daß die Luftkraftbeiwerte bei stark beschleunigten Flugzuständen, also bei schnellveränderten Strömungen um das Profil noch erhalten bleiben.

Es sind also zwei Angriffspunkte auf unserem Forschungswege gegeben: Erstens die Untersuchung der beschleunigten Luftströmungen mit meteorologischen Methoden. Zweitens die Untersuchung der beschleunigten Flugzeugbewegungen mit den Methoden der angewandten Mechanik. Diese beiden Arbeitsmethoden werden selbstverständlich nicht getrennt nebeneinander laufen, sondern nach Möglichkeit Hand in Hand arbeiten. Man wird, wie dies in der Physik üblich ist, von einer Arbeitshypothese ausgehend, Messungsreihen anstellen, in denen die Punkte 1 und 2 je nach Bedarf getrennt oder zusammen untersucht werden.

Dieses ist das speziellere Arbeitsprogramm und die Methode, die zur Aufklärung des dynamischen Segelfluges im weitesten Sinne führen soll. Und jetzt, meine Herren, komme ich endlich zu dem eigentlichen Thema meines Vortrages, zur Mitteilung der auf diesem Wege bisher erzielten ersten Resultate.

---

[1]) Siehe die Abhandlung: Das zweidimensionale atmosphärische Stromfeld um ein Hindernis, ZFM 1926, S. 185.

[1]) Fuchs und Hopf, Aerodynamik, S. 346, 347, Cl. (1) und (2), Berlin 1922 (Schmidt & Co.).

Obwohl das Schwergewicht der Arbeit nicht auf die meteorologische Seite gelegt wurde, hat die meteorologische Arbeit doch am schnellsten Resultate gezeitigt. Die meteorologische Arbeit wurde zunächst auf das Ziel der Erforschung eines statischen Aufwindfeldes gerichtet. Das mag paradox klingen, weil ich eben die Erforschung beschleunigter Strömungen als das eigentliche Ziel hingestellt habe, doch ist es unvermeidlich, erst die statischen Verhältnisse zu klären, bevor man an die Untersuchung beschleunigter Bewegungen geht. Auch mußte man einen Weg suchen, um zur Beurteilung von Segelflügen auf einen eventuellen dynamischen Effekt hin den statischen Effekt durch Abschätzung des Aufwindes beurteilen zu können. Es wurde also als einfachstes Problem die Frage nach dem stationären Stromfeld um ein senkrecht angeblasenes, langgestrecktes Hindernis aufgeworfen.

In diesem zweidimensionalen Fall interessierte hauptsächlich eine von Herrn Prof. W. Georgii angeschnittene Frage, nämlich die Frage nach dem Einfluß der vertikalen Temperaturverteilung auf die Hindernisströmung. Diese Frage wurde deshalb theoretisch behandelt für den Fall einer kompressiblen, reibungslosen Flüssigkeit. Außerdem wurde der Versuch gemacht, ein zweidimensionales Stromfeld in der Atmosphäre direkt zu vermessen. Die Düne von Rossitten bot beim 3. Deutschen Küstensegelflugwettbewerb im Mai 1925 ein geeignetes Hindernis. Hier wurden Raketen mit rauchentwickelndem Sprengsatz in die Luft geschossen und die Bewegung der Sprengwölkchen mit dem Wind durch eine seitliche kinematographische Aufnahme photographiert. Eine Vermessung der wesentlich dabei auftretenden Entfernungen und Winkel ermöglichte eine Auswertung des Films, die mit genügender Genauigkeit die Stromlinien der atmosphärischen Strömung in Luv der Düne von Rossitten erkennen ließ. Die theoretische Untersuchung ist von mir und die Rossitter Stromfeldvermessung von Herrn F. Wagner in einem kürzlich erschienenen Heft der ZFM 1926 in möglichst eingehender Form mitgeteilt worden. Ich will daher hier auf die Mitteilung der Methode verzichten und nur die eigentlichen Resultate vortragen.

Vor allem möchte ich Ihnen gerne eine kurze und anschauliche Ableitung der Differentialgleichung des zweidimensionalen Stromfeldes in stabil geschichteter Atmosphäre geben. Diese Ableitung läßt durch ihre Kürze und Anschaulichkeit die physikalisch dabei wesentlichen Punkte und Vernachlässigungen bedeutend deutlicher hervortreten als die zwar mathematisch exakter, aber weniger anschaulich von mir in der ZFM gegebene Ableitung. Ich hoffe, daß dadurch Mißverständnisse beseitigt werden, die infolge der physikalischen Schwierigkeit gewisser Nährungsmethoden bei Meteorologen über die in der ZFM gegebene Ableitung entstanden sind.

Ich werde jedoch diese Ableitung an den Schluß setzen in Form eines Anhanges, um nicht diejenigen zu langweilen, die es eilig haben oder kein Interesse haben an der mathematischen Untersuchung.

Jetzt sei nur soviel bemerkt, daß es sich um die Bestimmung der Wirbel handelt, die in einer Atmosphäre mit nichtadiabatischem Temperaturgradienten unter dem Einfluß eines Hindernisses entstehen. Dies ergibt sich aus einem Wirbelbeschleunigungssatz von Bjerknes.

Der Satz von Bjerknes ist bekanntlich eine Erweiterung des Helmholtzschen Satzes, daß Wirbel in einer idealen Flüssigkeit durch konservative Kräfte werden vergehen noch entstehen können. Dieser Helmholtzsche Satz gilt für eine homogene Flüssigkeit, weil bei dieser für jedes einzelne Flüssigkeitselement die Schwerkraft durch den statischen Auftrieb aufgehoben wird. Er gilt, wie Bjerknes gezeigt hat, auch für eine inhomogene Flüssigkeit, wie die Luft, wofern nur die Dichte lediglich vom Druck abhängig ist. Dies ist der Fall bei einem sog. »adiabatischen« vertikalen Temperaturgradienten, d. h. wenn die Temperaturverteilung in der Atmosphäre gerade so ist, wie sie bei außerordentlich intensiver Durchmischung sich einstellen müßte. Das sind, nebenbei bemerkt, gerade 1° C Temperaturabnahme pro 100 m Höhenzunahme. In diesem Falle gilt also der Helmholtzsche Satz nach wie vor, Wirbel können weder entstehen noch vergehen; die Hindernisströmung hat, reibungslos gedacht, in diesem Fall den Charakter einer Potentialströmung, wofern nur die Anströmung wirbelfrei ist. Dabei ist allerdings der Gradient, der Strömungsvektor, nicht quellenfrei. Er hat eine Quellstärke, die mit der aufwärtsgerichteten Strömungskomponente näherungsweise proportional geht.

Unter normalen Verhältnissen ist aber der vertikale Temperaturgradient in der Atmosphäre nicht adiabatisch, und es wird daher, wie schon erwähnt, der Hauptwert auf die Untersuchung der hierdurch bedingten Wirbelbeschleunigung gelegt.

Als Resultat meiner im Anhang mitgeteilten Untersuchung ergibt sich dieselbe Differentialgleichung für die Stromfunktion h einer kompressiblen oder inkompressiblen Flüssigkeit. Dabei ist h definiert durch die Gleichung:

inkompressibel:	kompressibel:
$u_0 \frac{\partial h}{\partial y} = u$	$\varrho_0 u_0 \frac{\partial h}{\partial y} = \varrho u$
$-u_0 \frac{\partial h}{\partial x} = v$	$-\varrho_0 u_0 \frac{\partial h}{\partial x} = \varrho v,$

wobei

x die horizontale Koordinate,
y die vertikale Koordinate,
u die horizontale Strömungsgeschwindigkeit,
v die vertikale Strömungsgeschwindigkeit,
ϱ die Dichte bedeutet
und der Index $_0$ die Größen auf das ungestörte Stromfeld (Anströmung) bezieht.

Diese Stromfunktion h muß einer Differentialgleichung

$$\frac{\partial^2 h}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 h}{\partial y^2} = -C(h-y)$$

genügen, wobei C für die atmosphärische Luft den Wert

$$C = \frac{g}{\bar{u}^2}\frac{\vartheta}{T}$$

hat. Dabei bedeutet

g die Erdbeschleunigung,
$\bar{u}$ einen Mittelwert der Horizontalgeschwindigkeit, welcher der Abströmung u_0 nahe liegt,
ϑ den vertikalen Gradienten der potentiellen Temperatur,
T die absolute Temperatur.

Die genannte Differentialgleichung gibt also die Wirbelstärke an, die nach dem Bjerknesschem Gesetz bedingt ist durch nicht adiabatische Temperaturverteilung. Sie gilt allerdings in der atmosphärischen Strömung nur für geringe Störungen durch ein Hindernis, also für den Fall, daß die Stromlinien nur schwach geneigt sind. Sie hat aber den Vorzug, ein Analogen in der theoretischen Physik zu besitzen, denn sie ist im wesentlichen identisch mit der Differentialgleichung einer schwingenden elastischen Membrane. Setzt man nämlich:

$$h = y + \psi,$$

so stellt sich Gl. (3) dar in der Form:

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} = -C \cdot \psi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Hier kann man ψ als Amplitude der Schwingung eines Punktes (y, x) auf der Membrane auffassen, wobei die Elastizität und Trägheit der Membrane der Größe C anzupassen wäre. Man könnte diese Identität dazu benutzen, die Gl. (4) für eine vorgegebene Randbedingung zu integrieren, indem man die Amplituden einer entsprechend aufgebauten schwingenden Membrane mißt.

Man erkennt aber auch unmittelbar, daß die Differentialgleichung (4) periodische Lösungen zuläßt, z. B.

$$\psi = \sin(\sqrt{C}\, x),$$

welche dann eine Art stehender Schwingungen in der Atmosphäre bedeuten. Eine derartige Schwingung ist einmal beobachtet worden an der Bewegung eines aerostatisch ausgewogenen Pilotballons im September 1924 auf der Wasserkuppe. Sie finden die nähere Beschreibung bei H. Koschmieder, ZFM 1925, S. 244, Pilot IX.

Wie die Lösung der Differentialgleichung (4) aussieht für die unperiodische Randbedingung, daß ψ im Unendlichen verschwindet, d. h. daß im Unendlichen eine überall konstante Grundströmung mit der Geschwindigkeit u_0 herrscht, ist eine andere Frage.

Zur Beantwortung dieser Frage gibt es einen Näherungsweg, der mir von Herrn Prof. Dr. L. Prandtl an die Hand gegeben wurde. Man geht aus von einer Potentialströmung der Stromfunktion:

$$\frac{\partial^2 \chi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \chi}{\partial y^2} = 0.$$

Über diese Strömung χ überlagert man eine reine Wirbelströmung einer Stromfunktion ψ_1 nach der Gleichung:

$$\frac{\partial^2 \psi_1}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi_1}{\partial y^2} = -C\chi.$$

Dadurch erhält man als erste Näherung die Stromfunktion:

$$h_1 = \chi + \psi_1.$$

Weiterhin konstruiert man eine neue Wirbelströmung der Stromfunktion ψ_2 nach der Gleichung:

$$\frac{\partial^2 \psi_2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi_2}{\partial y^2} = -C \cdot h_1$$

und erhält als zweite Näherung der Hindernisströmung die Stromfunktion:

$$h_2 = \chi + \psi_2.$$

Entsprechend die folgenden Näherungen:

$$h_3 = \chi + \psi_3$$
$$h_4 = \chi + \psi_4$$

und allgemein:

$$h_n = \chi + \psi_n$$

als unendliche Folge.

Für den Fall des Rossittener Stromfeldes genügt es, die erste Näherung ψ_1 abzuschätzen. Die Abschätzung finden Sie in der eingangs erwähnten Abhandlung der ZFM. Sie ergibt, daß die Strömung ψ_1 klein ist gegen χ (für den Rossittener Fall). ψ_1 wächst aber mit der Höhe des Hindernisses und bei dem Gebirgskamm der Alpen, der 100mal höher ist als die Rossittener Düne, kann die Wirbelströmung der Stromfunktion ψ_1 die gleiche Größenordnung annehmen wie die Potentialströmung der Stromfunktion χ. Das würde einen vollständigen Stau der Strömung vor den Alpen bedeuten. Hier müßte allerdings, um den tatsächlichen meteorologischen Verhältnissen nahe zu kommen, die Sonneneinstrahlung berücksichtigt werden, welche die Zustandsänderung der bewegten Luftmassen keineswegs adiabatisch bleiben läßt.

Für die Rossittener Düne verlangt also die reibungslose Theorie genähert eine Potentialströmung. Wenn also in der Atmosphäre die Potentialströmung nicht zu finden ist, sind wir gezwungen, diesen Umstand der Reibung zuzuschreiben. Sie werden daher jetzt nicht abgeneigt sein, meine Herren, etwas über die Rossittener Stromfeldvermessung zu hören.

Nichts lag näher als der Wunsch, ein atmosphärisches Stromfeld in der gleichen Weise zu bestimmen, wie dies von Ahlborn und Prandtl durchgeführt ist bei Stromfeldern im Wasser- und Windkanal, nämlich durch direkte Photographie der Stromlinien.

Die Schwierigkeiten bei der atmosphärischen Vermessung bestehen in erster Linie in den großen Maßstäben, in zweiter Linie in der Turbulenz, die ein Zusammenhalten von Rauchfahnen auf längeren Strecken verhindert. Daher wurde der Weg eingeschlagen, die Bewegung einzelner Rauchwölkchen kinematographisch aufzunehmen. Eine größere Anzahl von Rauchwölkchen wurden gleichzeitig punktweise über das zweidimensionale Stromfeld verstreut und ihre Bewegung von der Seite aus kinematographisch aufgenommen. Außerdem wurden sämtliche Winkel und Strecken, die für die Auswertung des Films erforderlich waren, mit Theodolit und Entfernungsmesser eingemessen. Die Auswertung des Films hat Herr F. Wagner aus Leipzig, ein Mitarbeiter des Meßtrupps in Rossitten und des Forschungsinstituts der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V. mit großem Geschick vorgenommen und Methoden und Resultate in der ZFM an der eingangs genannten Stelle ausführlich mitgeteilt. Ich möchte hier gleich zum Resultat übergehen und Ihnen das vermessene Stromfeld projizieren. Sie sehen die Stellung der Rauchwölkchen jede halbe Sekunde als Punkt eingezeichnet und dazwischen die Stromlinien gestrichelt interpoliert (Abb. 1).

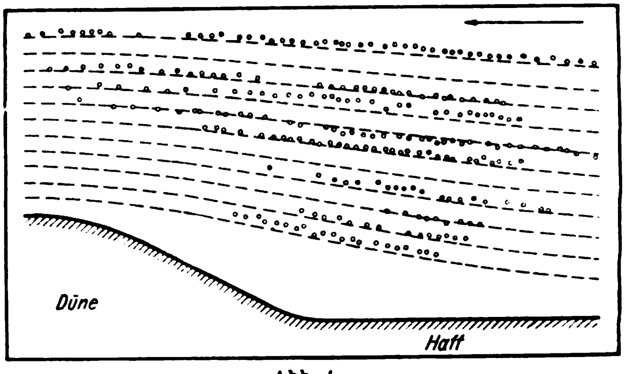


Abb. 1.

Zum Vergleich bringe ich das Stromfeld einer künstlich konstruierten Potentialströmung um dasselbe Dünenprofil. Dieses Strömungsbild ist ebenfalls von Herrn Wagner hergestellt worden, und zwar als Potentialfeld einer elektrischen Plattenströmung (Abb. 2).

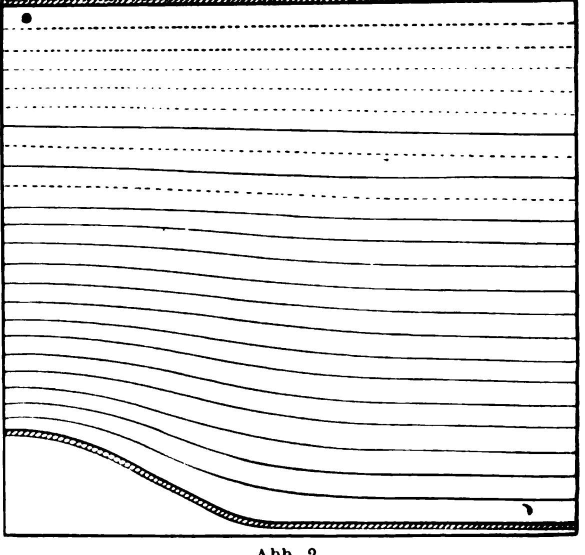


Abb. 2.

Sie sehen, meine Damen und Herren, einen bedeutenden Unterschied der Stromlinien. Am meisten fällt auf, daß die Stromlinien in der Atmosphäre wesentlich mehr Tendenz zum geradlinigen Verlauf haben als bei der Potentialströmung. Sie sehen eine Art Totluftkeil in Luv der Düne. Diese Totluft ist übrigens auch auf andere Weise festgestellt worden. Teils durch Segelflugzeuge, die in diesem Gebiet nicht mehr segelfähig waren, teils durch einen Sonderversuch mit Salmiakdämpfen.

Diese Versuche zeigen also einen grundlegenden Unterschied zwischen den Reibungserscheinungen im Windkanal und denen in der freien Atmosphäre, einen Unterschied, der

wahrscheinlich mit den atmosphärischen Turbulenzerscheinungen im Zusammenhang steht.

Damit bin ich zum Schluß gekommen und möchte nur noch einige Bemerkungen über die kinematographische Meßtechnik anschließen. Sie haben gesehen oder können sich jedenfalls in der ZFM davon überzeugen, daß eine Aufnahme mit einem gewöhnlichen Kinoapparat sich meßtechnisch exakt hat auswerten lassen.

Die Ausbildung einer kinematographischen Meßtechnik zur Vermessung von Segelflügen hat im Jahre 1925 den Hauptgegenstand der Arbeiten gebildet beim Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft. Es ist gelungen, eine Methode auszuarbeiten, um mit 2 Kinematographen einen Segelflug vom Boden aus zu vermessen; mit zwei Aufnahmeapparaten, die als Meßgeräte umgebaut sind und durch synchronlaufende mitphotographierte Uhrzeiger zeitlich aufeinander geeicht. Die Meßmethode ist im Prinzip ein Doppelanschnitt mittels schwenkbarer Phototheodoliten. Dieses Gerät soll in erster Linie dem flugtechnischen Teil des Programms dienen, welches ich Ihnen in der Einleitung auseinandergesetzt habe. Die Auswertung eines Meßfilms ist zwar eine langwierige und arbeitsreiche Aufgabe, aber sie hat den großen Vorteil, stets eindeutig zu sein. Sie ist daher die beste Methode nach dem physikalischen Grundsatz, daß ein exakt durchgeführtes Experiment mehr wert ist als hundert fragliche.

Anhang.

Die Stromfelddifferentialgleichung.

Die Ableitung in der ZFM 1926, S. 185, geht aus von den allgemeinen Strömungsdifferentialgleichungen der zweidimensionalen, stationären Strömung einer kompressiblen, reibungslosen Flüssigkeit. Hier sei ein anderer Weg eingeschlagen, der direkt zu dem zweidimensionalen Wirbelbeschleunigungssatz von Bjerknes führt und von ihm direkt zu der auch in der ZFM erreichten Endformel. Dabei möchte ich mich hier anschließen an eine von W. Milch[1]) gegebene Darstellung des Bjerknesschen Satzes, die außerordentlich anschaulich ist:

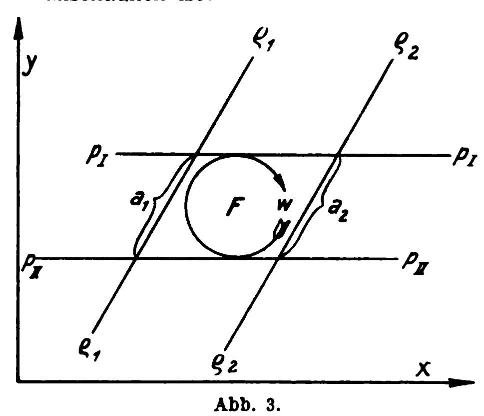


Abb. 3.

Die Wirbelbeschleunigung ist gleich dem Linienintegral der Strömungsbeschleunigung um die Einheitsfläche oder gleich diesem Linienintegral, erstreckt um die Fläche F, dividiert durch diese Fläche. Wir wählen hier eine Fläche F, welche durch Linien gleichen Druckes und Linien gleicher Dichte begrenzt ist (Abb. 3). Auf der Linie gleichen Druckes verschwindet das Linienintegral der Beschleunigung. Es kommen also für das Linienintegral nur die Linien gleicher Dichte in Frage. Hier ist nach dem Newtonschen Beschleunigungsgesetz (s. Abb. 3):

$$\varrho_1 \left(\frac{dv}{dt}\right)_1 = \frac{p_{II} - p_I}{a_1}$$

$$\varrho_2 \left(\frac{dv}{dt}\right)_2 = \frac{p_{II} - p_I}{a_2}$$

ϱ = Dichte
p = Druck
v = Geschwindigkeit
a = Abstand d. Stromlinien
Indizes siehe Abb. 3

[1]) W. Milch, Meteorologische Zeitschrift 1923, S. 104.

also das Linienintegral um F:

$$a_2 \left(\frac{dv}{dt}\right)_2 - a_1 \left(\frac{dv}{dt}\right)_1 = (p_{II} - p_I)\left(\frac{1}{\varrho_2} - \frac{1}{\varrho_1}\right).$$

Mithin ist die Wirbelbeschleunigung:

$$\frac{dw}{dt} = \frac{1}{F}(p_{II} - p_I)\left(\frac{1}{\varrho_2} - \frac{1}{\varrho_1}\right), \quad \ldots\ldots (1)$$

wobei der Wirbel w positiv gerechnet wird im Uhrzeigersinn, was einem Rechtssystem entspricht.

Es sind nun in Formel (1) noch verschiedene Größen zu eliminieren, um eine rein geometrische Stromfelddifferentialgleichung zu erhalten: der Druck p, die Dichte ϱ, die Zeit t.

Die Ausschaltung dieser unbekannten Größen, welche bei strenger Behandlung auf unüberwindbare Schwierigkeiten stößt, läßt sich leicht bewerkstelligen unter der vereinfachenden Annahme, das der Druck als »hydrostatischer« Druck behandelt werden kann, d. h. man nimmt die Linien p = constans als horizontal an. Dies ist streng erfüllt nur innerhalb eines solchen Gebietes, in dem die Stromlinien streng geradlinig und parallel verlaufen. Wenn wir also hier für p den hydrostatischen Druck einsetzen, so berechnen wir eine Wirbelbeschleunigung, wie sie auftreten würde bei geradlinig ansteigenden Stromlinien. In diesem Sinne kann man unsere Näherung als eine »lineare« Näherung auffassen.

Weiterhin zeigt es sich, daß die Wirbelbeschleunigung für eine kompressible Flüssigkeit dieselbe ist, wie für eine inkompressible. Dies geht einfach daraus hervor, daß es unter dem Einfluß der Kompressibilität, bei »adiabatischem« vertikalen Temperaturgradienten keine Wirbelbeschleunigung gibt, wie ich schon erwähnt habe. In diesem Falle sind nämlich die Linien p = constans und ϱ = constans identisch. Man braucht also von der Differenz $\frac{1}{\varrho_2} - \frac{1}{\varrho_1}$ nur denjenigen Teil einzusetzen, der sich mit der potentiellen Temperatur ändert. Den Teil, der sich mit dem Druck ändert nach der adiabatischen Zustandsänderung, läßt man unter den Tisch fallen. Mathematisch gesprochen: Man faßt die Dichte auf als Funktion des Druckes und der potentiellen Temperatur, zerlegt das Differential $d\frac{1}{\varrho}$ in zwei partielle.

$$d\frac{1}{\varrho} = \frac{\partial \frac{1}{\varrho}}{\partial p} dp + \frac{\partial \frac{1}{\varrho}}{\partial \Theta} d\Theta,$$

wo Θ die potentielle Temperatur bedeutet. Man läßt dann beim Einsetzen in Gl. (1) das erste partielle Differential fort, da es doch keine Wirbelbeschleunigung erzeugt.

Wir gewinnen also für die einzelnen Glieder der Gl. (1) folgende Differentialausdrücke:

$$p_{II} - p_I = -\frac{dp}{dy} dy = g \cdot \varrho \, dy,$$

wo g die Erdbeschleunigung ist und y die vertikale Koordinate,

$$\frac{1}{\varrho_2} - \frac{1}{\varrho_1} = -\frac{\partial \frac{1}{\varrho}}{\partial \Theta} d\Theta = \frac{1}{\varrho} \frac{\partial \lg \varrho}{\partial \Theta} \frac{\partial \Theta}{\partial x} dx,$$

wo x die horizontale Koordinate ist

$$F = dx\, dy.$$

Mithin $$\frac{dw}{dt} = g \frac{\partial \lg \varrho}{\partial \Theta} \frac{\partial \Theta}{\partial x}.$$

Hjer ist nach dem Gay-Lussacschen Gasgesetz:

$$\frac{\partial \lg \varrho}{\partial \Theta} = -\frac{1}{T},$$

wenn T die absolute Temperatur bedeutet; um die Zeit zu eliminieren, drücken wir sie näherungsweise durch die Horizontalgeschwindigkeit u aus:

$$\frac{dw}{dt} = u \frac{\partial w}{\partial x}$$

also:

$$\frac{\partial w}{\partial x} = -\frac{g}{u}\frac{1}{T}\frac{\partial \Theta}{\partial x}.$$

Diesen Ausdruck kann man unmittelbar über x integrieren:

$$w - w_0 = -\frac{g}{u'}\frac{1}{T}(\Theta - \Theta_0) \quad \ldots\ldots \quad (2)$$

wo nach dem zweiten Mittelwertsatz der Integralrechnung u' einen Mittelwert der Horizontalgeschwindigkeit bedeutet, wo Θ eine auf der Stromlinie konstante Funktion von x und y ist und Θ_0 diejenige potentielle Temperatur ist, die im ungestörten Feld in gleicher Höhe y vorhanden ist und entsprechend w_0 die Wirbelstärke im ungestörten Felde (s. Abb. 4).

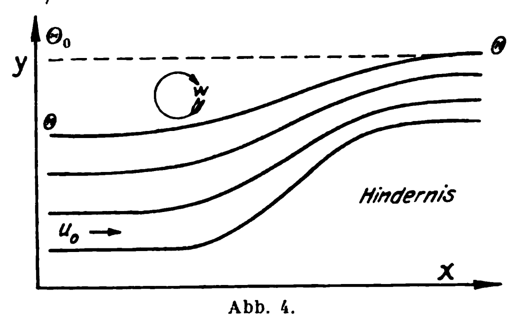


Abb. 4.

Durch Einführung einer Stromfunktion kann man Gl. (4) als Differentialgleichung der Stromfunktion schreiben.

Dabei will ich hier, um mathematische Rechnungen nach Möglichkeit zu ersparen, einen Kunstgriff anwenden, der sofort zum Ziele führt: Ich führe die Stromfunktion h einer inkompressiblen Flüssigkeit ein, definiert durch die Gleichungen:

$$u_0 \frac{\partial h}{\partial y} = u \text{ (Horizontalgeschwindigkeit)}$$

$$-u_0 \frac{\partial h}{\partial x} = v \text{ (Vertikalgeschwindigkeit).}$$

Diese Stromfunktion h ist zwar für kompressible Medien kein strenges Integral der Kontinuitätsgleichung, sie unterscheidet sich aber unter normalen atmosphärischen Verhältnissen nicht viel von der strengen Stromfunktion für kompressible Flüssigkeiten[1]).

Durch die Stromfunktion h drückt sich die Wirbelstärke folgendermaßen aus:

$$w = u_0\left(\frac{\partial^2 h}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 h}{\partial y^2}\right).$$

Wenn im ungestörten Stromfeld die Stromgeschwindigkeit überall gleich u_0 ist, so verschwindet dort erstens die Wirbelstärke w_0, zweitens bedeutet h in diesem Falle die Höhe y der Stromlinie im ungestörten Felde. Da die potentielle Temperatur Θ auf der Stromlinie h konstant ist, ist

$$\Theta - \Theta_0 = \vartheta\,(h - y),$$

wenn ϑ den vertikalen Gradienten der potentiellen Temperatur bedeutet (s. Abb. 4), denn Θ ist die potentielle Temperatur, die zur Stromlinie gehört. Diese herrscht im ungestörten Felde auf der Höhe h. Θ_0 ist die potentielle Temperatur, die in der Höhe y im ungestörten Felde herrscht. Man erhält also die Differenz, indem man den Gradienten ϑ mit dem Höhenunterschied $h - y$ multipliziert.

Es ergibt sich also als Differentialgleichung der Stromfunktion:

$$\frac{\partial^2 h}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 h}{\partial y^2} = -\frac{g}{\bar{u}^2}\frac{\vartheta}{T}(h - y) \quad \ldots\ldots \quad (3)$$

Dabei bedeutet $\bar{u}$ wieder einen Mittelwert der Horizontalströmung, der aber der Anströmung u_0 sehr nahe liegt. Auf die Diskussion des Vorzeichens möchte ich mich hier nicht näher einlassen. Man führt sie am besten durch unmittelbare Betrachtung der Beschleunigungskräfte. Es ergibt sich dann, da g, $\bar{u}^2$, T und ϑ positiv sind, das negative Vorzeichen.

[1]) Fußnote siehe nebenstehende Spalte.

[1]) Führt man die Stromfunktion h für kompressible Flüssigkeit ein, so gestaltet sich die Rechnung folgendermaßen:

h ist definiert durch die Gleichungen:

$$\varrho_0 u_0 \frac{\partial h}{\partial y} = \varrho u \text{ (Horizontaler Stromimpuls)}$$

$$-\varrho_0 u_0 \frac{\partial h}{\partial x} = \varrho v \text{ (Vertikaler Stromimpuls),}$$

dabei sei $h = y$ im ungestörten Felde. Diese »Randbedingung« bedeutet konstanten »Stromimpuls« im ungestörten Felde, ist also etwas verschieden von der Randbedingung konstanter Strömung bei inkompressiblen Flüssigkeiten. Insbesondere ist zu beachten, daß die Wirbelfreiheit des Stromimpulses Wirbel der Strömung verlangt und umgekehrt.

Wir bilden jetzt die Wirbelstärke des Stromimpulses:

$$\varrho_0 u_0\left(\frac{\partial^2 h}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 h}{\partial y^2}\right) =$$

$$= \varrho\left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x}\right) + \varrho_0 u_0\left(\frac{\partial h}{\partial y}\frac{\partial \lg \varrho}{\partial y} + \frac{\partial h}{\partial x}\frac{\partial \lg \varrho}{\partial x}\right).$$

Hier sei die Dichte ϱ wieder als Funktion der potentiellen Temperatur Θ und des hydrostatischen Drucks behandelt. Dann ist:

$$\frac{\partial \lg \varrho}{\partial y} = \frac{\partial \lg \varrho}{\partial \Theta}\frac{\partial \Theta}{\partial y} + \frac{\partial \lg \varrho}{\partial \lg p}\frac{d \lg p}{d y}$$

$$\frac{\partial \lg \varrho}{\partial x} = \frac{\partial \lg \varrho}{\partial \Theta}\frac{\partial \Theta}{\partial x}$$

wo jetzt

$$\frac{\partial \lg \varrho}{\partial \Theta} = -\frac{1}{T}$$

und

$$\frac{\partial \Theta}{\partial y} = \frac{d\Theta}{dh}\frac{\partial h}{\partial y}, \quad \frac{\partial \Theta}{\partial x} = \frac{d\Theta}{dh}\frac{\partial h}{\partial x}$$

einzusetzen ist, außerdem ist nach der Gleichung für adiabatische Zustandsänderungen:

$$\frac{\partial \lg \varrho}{\partial \lg p} = \varkappa$$

und nach der barometrischen Höhenformel:

$$\frac{d \lg p}{d y} = -\delta$$

einzusetzen:

$$\frac{\partial \lg \varrho}{\partial y} = -\frac{\vartheta}{T}\frac{\partial h}{\partial y} - \varkappa\,\delta$$

und

$$\frac{\partial \lg \varrho}{\partial x} = -\frac{\vartheta}{T}\frac{\partial h}{\partial x}.$$

Dadurch ergibt sich:

$$\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\varrho_0}{\varrho} u_0\left(\frac{\partial^2 h}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 h}{\partial y^2}\right) + \frac{\varrho_0}{\varrho} u_0 \frac{\vartheta}{T}\left[\left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial y}\right)^2\right]$$

$$+ \frac{\varrho_0}{\varrho} u_0 \varkappa\,\delta \frac{\partial h}{\partial y}.$$

Dabei ist:

$$\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} = w$$

und mit Rücksicht darauf, daß $h = y$ ist, im ungestörten Felde:

$$w_0 = \frac{\varrho_0}{\varrho} u_0 \frac{\vartheta}{T} + \frac{\varrho_0}{\varrho} u_0 \varkappa\,\delta.$$

Setzt man diese Werte in Gl. (2) ein und berücksichtigt, daß jetzt

$$\Theta - \Theta_0 = \vartheta\,(h - y)$$

Aussprache:

Dr. H. Koschmieder: Meine Herren! In meiner Bemerkung will ich keine Kritik an den Ergebnissen von Herrn Raethjen üben. Zwar bedürfen die Vereinfachungen, die Herr Raethjen in seine Rechnung einführt, m. E. noch einer ausführlichen Erörterung, aber ich glaube auf diese verzichten zu können, da wohl Herr Raethjen selbst sie noch geben wird. Ich möchte seine Ausführungen vielmehr ergänzen, und zwar nach zwei Richtungen hin[1]).

1. Betrachten wir zunächst ein Hindernis von der Höhe der Rossittener Düne. Dann erhält man für quasistatische Verschiebungen individuelle Dichteänderungen bis 4 ‰. Diese sind ohne Zweifel zu vernachlässigen. Ich befinde mich hier in Übereinstimmung mit Herrn Raethjens Abschätzung, nach der der thermodynamische Wirbel das durch die Hinderniswirkung bedingte Stromfeld nur unmerklich stört. Daher habe ich zur Ermittlung des Stromfeldes die Dichte überhaupt konstant angenommen, also angesetzt

$$\varrho = \varrho_0 \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (1)$$

Dagegen erscheint mir ein anderer Umstand beachtenswert. Die Windgeschwindigkeit nimmt in der anströmenden Luft gerade in den untersten Schichten stark zu, wie wir aus den Arbeiten von Hellmann[2]) und A. Peppler[3]) wissen, d. h. in der anströmenden Luft besteht bereits ein Wirbel. Ich frage daher: Welche Differentialgleichung beherrscht das Stromfeld eines inkompressiblen Mediums, wenn im ungestörten Felde die Geschwindigkeit

$$u\Big|_{\infty} = c_0(z) \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (2)$$

vorgegeben ist? Wir haben wegen (2) in die Eulerschen Gleichungen die Stromfunktion ψ einzuführen, und zwar wegen (1) in der Form

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial z}, \quad w = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (3)$$

(*x* horizontale, *z* vertikale Koordinate). Bildet man jetzt aus den Eulerschen Gleichungen den Wirbel, so erhält man eine Gleichung, die die Funktionaldeterminante von $\Delta\psi$ in ψ darstellt. Die Wirbelgleichung reduziert sich also auf

$$\Delta \psi = f(\psi) \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (4)$$

Nach einem Theorem von Lagrange läßt sich die hier noch ganz unbestimmte Funktion $f(\psi)$ bestimmen. Näheres findet man bei R. v. Mises, Theorie der Wasserräder[1]). Es ist nämlich

$$f(\psi) = g\frac{dH}{d\psi} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (5)$$

wo

$$H = \frac{c^2}{2g} + z + \frac{p}{g\varrho_0}, \quad c^2 = u^2 + w^2,$$

g die Erdbeschleunigung und *p* der Druck ist. Da im ungestörten Felde $u = c_0$ und *p* gleich dem statischen Druck ist, so erhält man auch

$$f(\psi) = \frac{d}{d\psi}\left(\frac{c_0^2}{2}\right) = \frac{dc_0}{dz} \quad \ldots \ldots \quad (6)$$

Die Differentialgleichungen, die sich aus (4) und (6) ergeben, sind also ganz verschiedener Art, je nachdem die als vorgegeben zu betrachtende Funktion $c_0(z)$ aussieht. — Ich bemerke, daß man mit (6) eine Differentialgleichung gewinnen kann, die der von Herrn Raethjen angegebenen sehr ähnlich ist, sich von ihr nur durch das Vorzeichen rechts unterscheidet. Man erhält nämlich mit (6):

$$\Delta \psi = + b^4 \psi \text{ für } c_0 = c_{00}\, e^{+b^2 z} \text{ [2])} \quad \ldots \ldots \quad (7)$$

Hierbei ist die Anströmung dieselbe wie in Herrn Raethjens Aufgabe, da dort $\varrho_0 c_0$ längs *z* konstant und $\varrho_0 = \varrho_{00} e^{-b^2 z}$ gesetzt ist. In (7) ist $\varrho = \varrho_0$ und ψ hat die Bedeutung gemäß (3), in Herrn Raethjens Differentialgleichung $\Delta\psi = -a\psi^2$ dagegen ist

$$\varrho = \varrho(p, T), \quad \varrho u = A^2\left(1 + \frac{\partial \psi}{\partial z}\right), \quad \varrho w = -A^2 \frac{\partial \psi}{\partial x},$$
$$A = \text{const} \quad \ldots \ldots \quad (8)$$

wobei *T* die Temperatur bedeutet.

2. Ich komme jetzt zu dem zweiten Punkt, dem allgemeinen Fall

$$\varrho = \varrho(p, T) \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (9)$$

Dieser besitzt praktische Bedeutung nur für ein Hindernis von beträchtlicher Höhe. Bei einem 1000 m hohen Berge z. B. treten bei quasistatischer Verschiebung individuelle Dichteänderungen von 8 vH und — etwa 0,6°/100 m vertikale Temperaturabnahme im ungestörten Felde vorausgesetzt — horizontale Dichtedifferenzen von 6 vH auf.

Ich frage also jetzt: Welche Differentialgleichung beherrscht das Stromfeld, wenn die thermodynamischen Prozesse, also die Abhängigkeit der Dichte von Druck und Temperatur wesentlich sind? (Barokliner Fall von V. Bjerknes[3])).

Dieselbe Aufgabe hat Herr Raethjen behandelt und dafür die erwähnte Differentialgleichung

$$\Delta \psi = -a^2 \psi \quad \ldots \ldots \ldots \quad (10)$$

abgeleitet, wo ψ gemäß (8) definiert ist. Dazu bemerke ich folgendes: Die Gleichung (10) liefert nicht die gesuchten Geschwindigkeiten. Man kann aus ihr wohl

$$\varrho u, \ \varrho w, \text{ auch } \frac{w}{u} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (11)$$

ist, so erhält man

$$w - w_0 = \frac{\varrho_0}{\varrho} u_0 \left(\frac{\partial^2 h}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 h}{\partial y^2}\right) + \frac{\varrho_0}{\varrho} u_0 \frac{\vartheta}{T}\left[\left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial y}\right)^2 - 1\right]$$
$$+ \frac{\varrho_0}{\varrho} u_0 \varkappa \delta \left(\frac{\partial h}{\partial y} - 1\right) = -\frac{g}{u'} \frac{\vartheta}{T}(h - y)$$

oder

$$\frac{\partial^2 h}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 h}{\partial y^2} =$$
$$= -\frac{g}{\bar{u}^2}\frac{\vartheta}{T}(h - y) - \frac{\vartheta}{T}\left[\left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2 - 1\right] - \varkappa\delta\left(\frac{\partial h}{\partial y} - 1\right),$$

wobei $\bar{u}$ ein Mittelwert ist, der aus der Gl. $\frac{\varrho_0}{\varrho} u_0 u' = \bar{u}^2$ folgt, und u_0 sehr nahe liegt. Ein Abschätzen der einzelnen Glieder auf der rechten Seite gvstattet es, die letzten beiden zu vernachlässigen. Es ist nämlich $\frac{\vartheta}{T}$ und $\varkappa\delta$ von gleicher Größenordnung bei stabiler Atmosphäre. Außerdem

$$\left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial y}\right)^2$$

und $\frac{\partial h}{\partial y}$ wenig verschieden von + 1. Schließlich ist $\frac{g}{\bar{u}^2}(h - y)$ schon bei kleinen Hindernissen wie der Rossittener Düne (40 m) und bei einer Windgeschwindigkeit von 10 m/s von der Größenordnung 3 bis 4. Die letzten beiden Glieder auf der rechten Seite sind also normalerweise kleiner als ein Sechstel des ersten, das rechtfertigt ihre Vernachlässigung:

$$\frac{\partial^2 h}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 h}{\partial y^2} = -\frac{g}{\bar{u}^2}\frac{\vartheta}{T}(h - y).$$

[1]) Ich beziehe mich hier stets auf stationäre Verhältnisse, zweidimensionale Hindernisse, eine ebene Strömung und das luvwärtige Gebiet, schließe instabile Schichtung der Atmosphäre aus und sehe von der inneren Reibung ab.

[2]) G. Hellmann, Berliner Berichte 1914, 1917, 1919.

[3]) A. Peppler, Beiträge z. Phys. der fr. Atmosphäre, IX, 1909.

[1]) R. v. Mises, Zeitschr. f. Math. u. Phys., 57, 1909.

[2]) In meiner Diskussionsbemerkung gab ich infolge eines Rechenfehlers für die Differentialgleichung (7) das Geschwindigkeitsprofil $c_0 = az$ an. Herr Prof. Prandtl machte mich brieflich darauf aufmerksam, daß für $c_0 = az$ die Differentialgleichung lauten muß $\Delta\psi = a$. Bei richtiger Rechnung ergibt sich das in (7) angegebene Geschwindigkeitsprofil.

[3]) V. Bjerknes, On the dynamics of the circular vortex, Geofys. Publ., Vol. II, Nr. 4.

ermitteln, also auch Stromlinien zeichnen, nicht aber die Geschwindigkeiten angeben, und zwar deshalb, weil das Feld nicht quellenfrei ist. Oder anders ausgedrückt: Weil der Faktor ϱ unbestimmt geblieben ist. Zur vollständigen Lösung der Aufgabe ist eben die Integration von zwei Differentialgleichungen notwendig. Man ersieht das auch aus folgendem: Ist das Feld weder quellenfrei noch wirbelfrei, so lautet der allgemeine Ansatz für die Geschwindigkeiten

$$u = \frac{\partial \varphi}{\partial x} + \frac{\partial \psi}{\partial z}, \quad w = \frac{\partial \varphi}{\partial z} - \frac{\partial \psi}{\partial x} \text{ [1]} \quad . \; . \; . \; (12)$$

wo ψ und φ voneinander ganz unabhängig sind. Führt man diese in die Strömungsgleichungen ein, so erhält man letzten Endes für die zwei Funktionen φ und ψ natürlich auch zwei Differentialgleichungen, andernfalls das Problem gar nicht bestimmt wäre. Ob man tatsächlich die Substitution (12) einführt oder nicht, ist eine Zweckmäßigkeitsfrage. Ich habe in meinen Rechnungen u und w beibehalten.

Das Problem war dann das folgende: Gegeben sind 5 Gleichungen, nämlich die zwei Eulerschen Gleichungen, die Kontinuitätsgleichung, der erste Hauptsatz der Thermodynamik[2]), die Gasgleichung, mit den fünf Variablen Druck, Dichte, Temperatur und den zwei voneinander unabhängigen Geschwindigkeitskomponenten. Man kann dann Druck, Dichte und Temperatur eliminieren. Das ist nicht ganz einfach, aber es geht, und man erhält dann zwei Gleichungen, die nur noch die Geschwindigkeitskomponenten enthalten. Diese möchte ich noch kurz angeben. Sie lauten:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\mathring{\text{rot}}\, c}{\mathring{E}}\right) = -\,\mathring{\text{rot}}\, c \cdot \frac{\text{div}\, c}{\mathring{E}} - \left[\text{grad}\left(\frac{\text{div}\, c}{\mathring{E}}\right), \text{grad}\, E\right] \quad . \; (A)$$

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\mathring{\mathring{E}}}{\text{div}\, c}\right) = -\,\mathring{E} \cdot (\varkappa - 1) \quad . \; . \; . \; . \; . \; (B)$$

wo

$$E = \frac{c^2}{2} + g z, \quad \varkappa = \frac{c_p}{c_v}$$

das Verhältnis der spezifischen Wärmen, und

$$\mathring{a} = \frac{da}{dt} = u \frac{\partial a}{\partial x} + w \frac{\partial a}{\partial z}$$

geschrieben ist.

Prof. Prandtl: Die Durchführung der ersten von Herrn Koschmieder erwähnten Aufgabe, die Strömung auf der Luvseite eines Berges unter Annahme einer volumbeständigen Strömung, aber mit nach untenhin abnehmender Geschwindigkeit zu berechnen, scheint mir für das Aufwindproblem besonders wichtig zu sein. Nur glaube ich, daß die praktische Durchführung der Rechnung nicht ganz einfach sein wird. Es ist zu erwarten, daß man dabei einen ähnlichen Totluftkeil feststellen wird wie bei den Rossittener Messungen.

---

[1]) V. Bjerknes, Die Kraftfelder, 1909, S. 97.

[2]) Spezialisiert für adiabatische Zustandsänderungen.

VI. Über das Leitwerkflattern und die Mittel zu seiner Verhütung.

Von F. N. Scheubel, Aachen.

In den letzten Jahren haben sich öfters an Flugzeugen sehr unangenehme Schwingungserscheinungen gezeigt, die in manchen Fällen zu Brüchen in der Luft und damit zu Unglücken führten. An einigen Maschinen, besonders an freitragenden oder halb freitragenden Eindeckern, fingen bei höheren Geschwindigkeiten die Flügel an auf- und abzuschwingen, meist in Verbindung mit einem starken, der Flügelschwingung nachhinkenden, Pendeln der Verwindungsklappe. Andere Flugzeuge zeigten starke Schwingungen im Leitwerk, und zwar teils bei hoher Geschwindigkeit, z. B. im Sturzflug, teils dagegen bei sehr niedriger Geschwindigkeit, wenn die Maschine fast überzogen war.

Die Flügelschwingungen sind zum Teil von A. G. von Baumhauer und Konig, zum Teil von Birnbaum und von Blenk und Liebers behandelt worden. Ich will deshalb meine folgenden Ausführungen, die sich an die Arbeit v. Baumhauers und Konigs anschließen, auf das Leitwerkflattern beschränken, und zwar im besonderen auf die Schwingungen des Höhenleitwerks. Hierbei zeigen sich alle auch für die anderen Flattererscheinungen charakteristischen Merkmale.

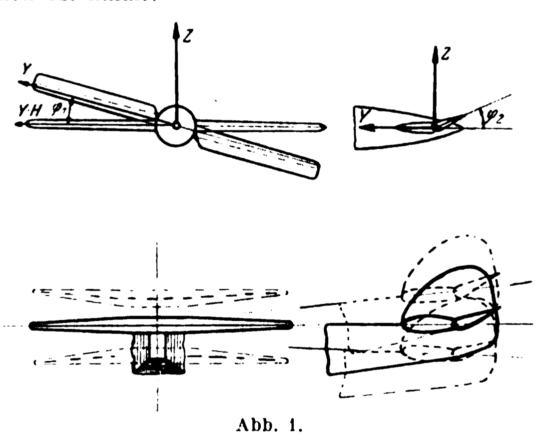


Abb. 1.

Das Höhenleitwerk hat zwei wesentlich verschiedene Schwingungsarten (Abb. 1). Einmal zeigt es eine schnelle Auf- und Abbewegung, Schlagbewegung, der beiden Leitwerkshälften, die symmetrisch oder unsymmetrisch erfolgen kann. Dabei ist der symmetrische Fall mit einer Biegung des Rumpfes und der Dämpfungsflächen, der unsymmetrische Fall mit einer Verdrehung des Rumpfes und einer Biegung der Dämpfungsflächen verbunden. Bei beiden Fällen kann eine Verdrehung der Dämpfungsfläche um die Holmachse hinzukommen.

Die Bewegungen spielen sich immer so schnell ab, daß die durch sie hervorgerufenen Rückwirkungen auf das Flugzeug vernachlässigt werden können. Für sie allein soll der Name »Flattern« gelten.

Wesentlich davon verschieden ist die zweite Schwingungsform des Leitwerks (Abb. 2), die sich bei einigen Maschinen in der Nähe des überzogenen Flugzustandes gezeigt hat, und die aus einem Auf- und Abpendeln des Höhenruders, verbunden mit einer meist bedeutend schwächeren Drehschwingung des ganzen Flugzeugs um die Holmachse besteht. Diese Schwingungsform ist kein eigentliches Leitwerkflattern, sondern eine der »Rheinlandschwingung«, über die ich voriges Jahr in München vorgetragen habe, verwandte Erscheinung.

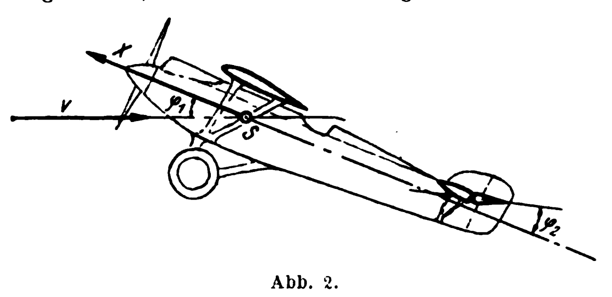


Abb. 2.

Charakteristisch für alle Flattererscheinungen ist, daß die dabei wirkenden Kräfte von zwei ganz verschiedenen Arten sind. Die einzelnen Bauteile des Flugzeugs setzen Formänderungen, Verbiegungen und Verdrehungen, einen nur von diesen Formänderungen und den konstruktiven Größen des Flugzeuges abhängigen Widerstand entgegen. Die Luftkräfte dagegen hängen außer von der, zum Teil durch die Formänderungen gegebenen, Lage im Luftstrom der Teile, auf die sie wirken, auch noch von Staudruck, also vom Quadrat der Geschwindigkeit ab. So kommt es, daß diese Luftkräfte die an sich von der Geschwindigkeit unabhängigen Schwingungen des Leitwerks je nach der Fluggeschwindigkeit verschieden verändern, so daß es möglich ist, daß es gewisse Bereiche für die Geschwindigkeit gibt, in denen die Luftkräfte die Leitwerkschwingung so »steuern«, daß das ganze System aus dem Luftstrom Energie aufnimmt, und dadurch wachsende, »negativ gedämpfte«, also unstabile, Schwingungen ausführt. Durch diese Wechselwirkung zwischen elastischen und Luftkräften erhält das Problem den Begriff der kritischen Geschwindigkeit, d. h. der Geschwindigkeit, bei der das Flattern einsetzt.

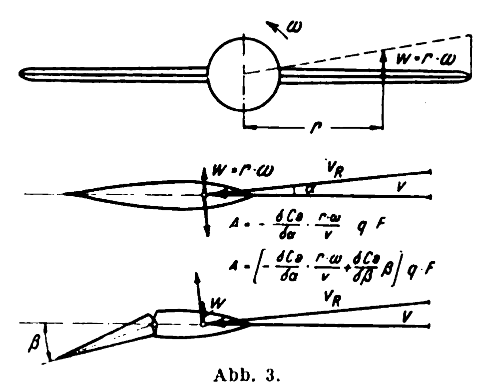


Abb. 3.

Ich will zunächst zeigen, wie qualitativ diese negative Dämpfung zu erklären ist. Das Bild (Abb. 3) zeigt schematisch, wie die dämpfenden Luftkräfte bei einer Fläche mit und ohne Ruder sind.

Bei einer Fläche ohne Ruder gibt eine Rollbewegung eine Zusatzgeschwindigkeit $w = r \cdot \omega$, die eine Anstell-

winkeländerung gegen die resultierende Geschwindigkeit und damit eine der Bewegung entgegen arbeitende Luftkraft hervorruft. Diese Schwingung verzehrt also Energie.

Wenn die Fläche dagegen eine Klappe hat, die mit derselben Frequenz wie die Fläche, aber mit einer Phasenverschiebung gegen sie schwingt, so ändert sich je nach dem Phasenwinkel die Luftkraft. Dabei kann in bestimmten Bereichen des Phasenwinkels die Luftkraft verschwinden oder sogar entgegengesetztes Vorzeichen bekommen, so daß sie die Schwingung unterstützt und verstärkt. Der zeitliche Mittelwert der Arbeit der Luftkraft wird dann positiv, das System Dämpfungsfläche-Klappe nimmt also Energie aus dem Luftstrom auf. Das Maximum der Energieaufnahme liegt bei einem Phasenwinkel von 90°. Weiter ist dabei zu beachten, daß der dämpfende Teil der Luftkraft, der von der Rollschwingung der Dämpfungsfläche herrührt,

$$-\frac{\partial c_a}{\partial \alpha} \cdot r \cdot \omega \frac{\varrho}{2} v F,$$

proportional mit der Geschwindigkeit wächst, während der die Schwingungen verstärkende Teil der Luftkraft, der von der Schwingung der Ruderklappe herrührt,

$$\frac{\partial c_a}{\partial \beta} \beta \cdot \frac{\varrho}{2} v^2 F,$$

proportional dem Staudruck, also dem Quadrat der Geschwindigkeit ist. Der Phasenwinkel wird einerseits durch die Ruderluftkräfte, andererseits durch die Massenwirkung der Rollschwingung auf die Rudermassen bestimmt. Die wichtigste Größe hierbei ist das Deviationsmoment (das gemischte Trägheitsmoment) des Ruders, da von ihm Größe und Drehsinn der Massenwirkung der Rollschwingung der Dämpfungsfläche auf das Ruder abhängen (s. Abb. 4).

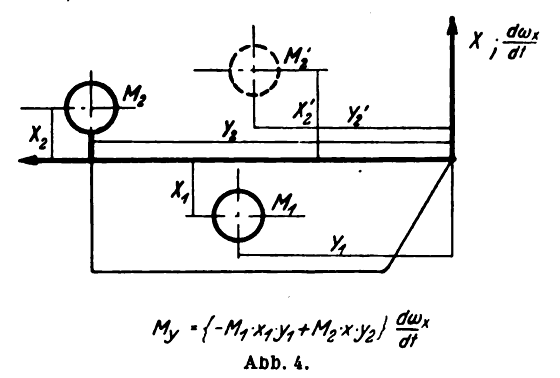


Abb. 4.

Für den Flugzeugkonstrukteur von Interesse sind die Fragen, wo die kritische Geschwindigkeit liegt, und wovon sie abhängt. Ich will diese Fragen an einem Beispiel besprechen. Dabei will ich nur die Ergebnisse einer Rechnung anführen, da ein Eingehen auf die Rechnung selbst weniger Interesse hat und auch zu weit führen würde. (Über die Rechnung selbst soll demnächst in der ZFM ausführlicher berichtet werden.) Für das im Bild (Abb. 5) gezeigte Höhenleitwerk habe ich den Fall des unsymmetrischen Flatterns mit Rumpftorsion durchgerechnet. Das Leitwerk hat 4 m² Fläche, ein Seitenverhältnis von 1:4 und ein Gewicht von rd. 25 kg. Die Rudertiefe ist 3/8 der Gesamttiefe. Die Zahlen T_x, T_y und D sind das Trägheitsmoment des gesamten Leitwerks um die X-Achse, das Trägheitsmoment des Ruders um die Ruderachse und das Deviationsmoment, das gemischte Trägheitsmoment, des Ruders um X-Achse und Ruderachse. Auf die Bedeutung dieser letzten Größe habe ich vorhin schon hingewiesen.

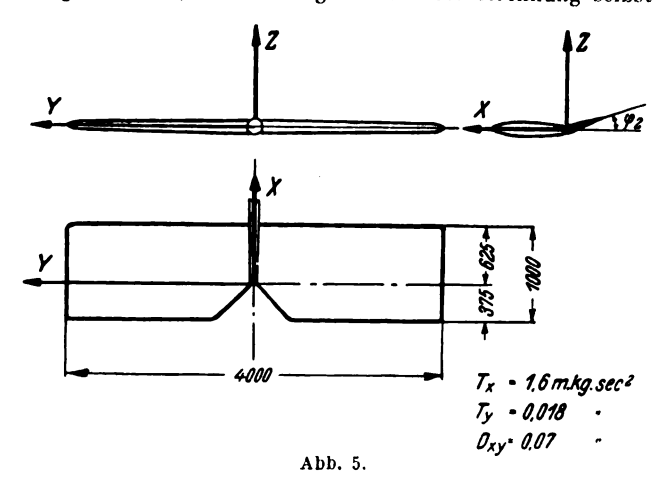


Abb. 5.

Die Leitwerkabmessungen wurden so gewählt, um die Ergebnisse der einzigen mir bekannten neueren Leitwerkmessung, die in Göttingen auf Veranlassung der D. V. L. ausgeführt wurde, benutzen zu können. Auch an dieser Stelle möchte ich Herrn Professor Hoff für die liebenswürdige Überlassung der Meßergebnisse vor der Veröffentlichung danken.

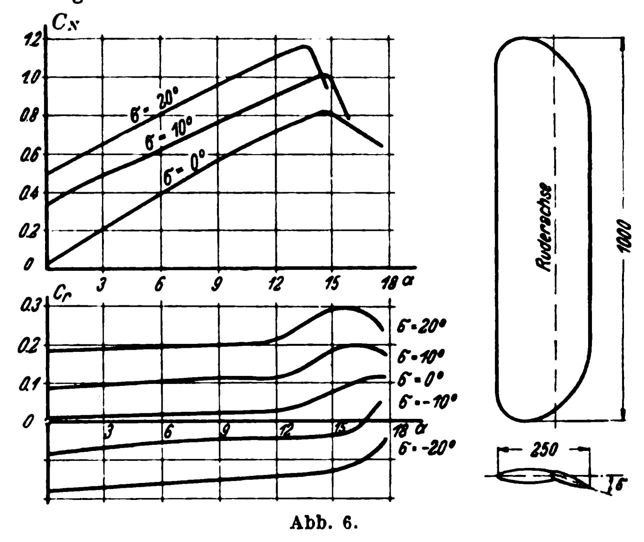


Abb. 6.

Die Meßergebnisse zeigt das nächste Bild (Abb. 6). c_N ist der Normalkraftbeiwert, c_R der Rudermomentbeiwert. Von Interesse ist der Verlauf des Rudermomentbeiwerts c_R. Für kleine positive und negative Anstellwinkel ist $\frac{\partial c_R}{\partial \alpha}$, die Änderung von c_R mit dem Anstellwinkel α, sehr klein, fast Null und praktisch unabhängig von Ausschlagwinkel β. In der Gegend des Auftriebsmaximums des Leitwerks ist $\frac{\partial c_R}{\partial \alpha}$ dagegen sehr groß.

Wie die Luftkraftbeiwerte für andere Leitwerkformen, besonders für Leitwerke mit Ausgleichlappen an den Rudern, sind, ist praktisch unbekannt. Jedoch lassen englische Druckverteilungsmessungen an solchen ausgeglichenen Leitwerken auf starke Unregelmäßigkeiten, besonders für kleine Anstellwinkel, schließen.

Mit den oben gegebenen Größen läßt sich das Beispiel zahlenmäßig durchrechnen. Das geschieht, wie alle ähnlichen Stabilitätsberechnungen, nach der Methode der kleinen Schwingungen. Nach diesem Rechnungsverfahren erhält man eine Reihe Stabilitätsbedingungen, deren wesentlichste im vorliegenden Falle folgende sind:

Das Deviationsmoment, auf dessen Bedeutung ich schon vorhin hingewiesen habe, muß über einer gewissen Grenze liegen. Dabei wirkt Verlegen des Ruderschwerpunktes vor die Drehachse und vom Rumpf weg auf größere Stabilität.

Für die Ableitungen der Luftkraftbeiwerte ergeben sich einige Bedingungen, die bei einem normalen, unausgeglichenen Leitwerk erfüllt sind. Kritisch können diese Bedingungen bei einem ausgeglichenen Leitwerk werden. Da man aber für die vom Gesichtspunkte der Flattergefahr

gefährlichen schnellen Flugzeuge kaum noch ausgeglichene Ruder baut, sind auch diese Bedingungen fast immer erfüllt.

Die einzige wirklich unangenehme Bedingung ist die letzte, die aus der Routhschen Diskriminante folgt. Sie läßt sich in verschiedene Formen kleiden, je nach den Größen, deren Einfluß auf die Stabilität man betrachten will. Zunächst kann man aus ihr schließen, daß es möglich ist, durch hinreichendes Vorverlegen des Ruderschwerpunktes vor die Drehachse Stabilität zu erzwingen, vorausgesetzt, daß die anderen Bedingungen erfüllt sind. Wieweit das im einzelnen Fall praktisch ausführbar ist, ist eine andere Frage. Auf jeden Fall wird man nur im Notfall zu diesem letzten Hilfsmittel seine Zuflucht nehmen.

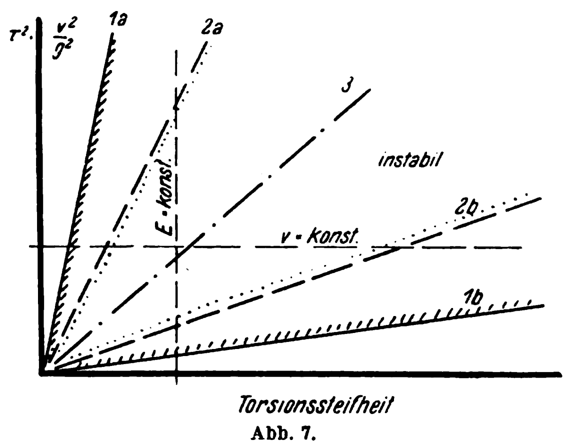


Abb. 7.

Die letzte Stabilitätsbedingung läßt sich für ein gegebenes Leitwerk bei gegebenem Anstellwinkel in einem Schaubild darstellen. Das Bild (Abb. 7) zeigt als Abzisse die »Steifheit« des Rumpfes, als Ordinate das Quadrat der Geschwindigkeit, bis auf eine Konstante also den Staudruck. Dabei ist unter »Steifheit« der Wert des Drehmomentes, das den Rumpf um den Winkel 1 (57,3°) verdreht, verstanden. Das Bild zeigt zwei durch den Koordinatenanfang gehende Gerade, *1a* und *1b*, die Stabilitätsgrenzen. Das zwischen beiden auf der schraffierten Seite liegende Gebiet ist instabiler Bereich. Die Größe dieses Gebiets hängt, wenn alles andere gleichbleibt, von der Massenverteilung des Ruders ab. Bei einer Vergröße-

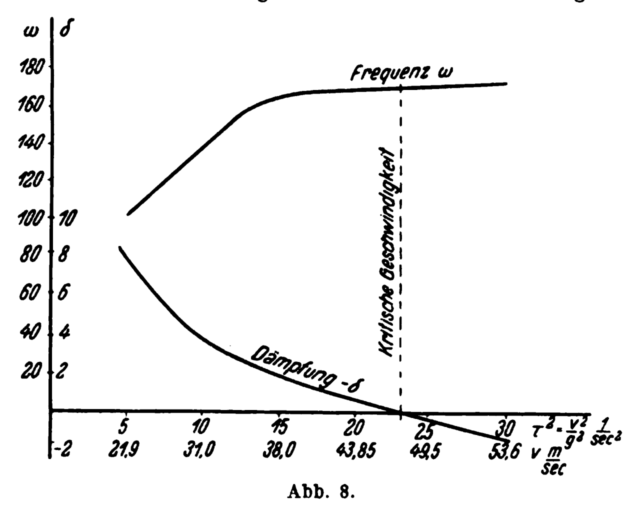


Abb. 8.

rung des Deviationsmomentes des Ruders, also bei einer Vorverlegung des Ruderschwerpunkts, drehen sich die Stabilitätsgrenzen zusammen, *2a* und *2b*, der instabile Bereich wird also kleiner, bis er schließlich ganz verschwindet, *3* in Abb. 7. Dann ist die obenerwähnte Massenverteilung des Ruders, die unabhängig vom Grade der Torsionssteifheit Stabilität erzwingt, erreicht. Aus dem Bild ist ferner der Einfluß einer Geschwindigkeitsänderung zu ersehen. Wenn man von dem praktisch wohl kaum in Frage kommenden Fall der Erreichung von Stabilität durch einen sehr nachgiebigen Rumpf absieht, so bedeutet eine Zunahme der Geschwindigkeit immer eine Abnahme der Stabilität, die sich darin zeigt, daß die Dämpfungskonstante der Schwingung immer kleiner wird, bis sie beim Erreichen der Stabilitätsgrenze, der zu Anfang festgesetzten »kritischen Geschwindigkeit«, gleich Null wird. Beim Überschreiten der kritischen Geschwindigkeit geht die Dämpfungskonstante stetig zu negativen Werten über (Abb. 8).

Die bis jetzt behandelten Erscheinungen waren die sogenannten freien oder Eigenschwingungen des Systems. Nun ist bekannt, daß jedes schwingungsfähige Gebilde durch Stöße oder periodische Kräfte in Schwingungen versetzt wird. Die Größe der Ausschläge dieser erzwungenen Schwingungen hängt einerseits von Größe und Frequenz der störenden Kraft, anderseits von Frequenz und Dämpfung des schwingungsfähigen Systems ab. Ein näheres Eingehen hierauf würde zu weit führen. Ich will mich deshalb darauf beschränken, Ihnen in einem Lichtbild (Abb. 9) zu

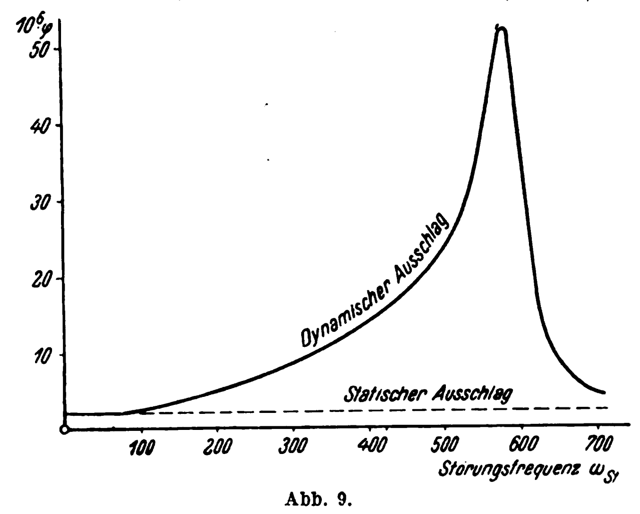


Abb. 9.

zeigen, wie die Schwingungsausschläge bei einer bestimmten Geschwindigkeit von der Frequenz der störenden Kraft abhängen. Die strichpunktierte Linie im Bild ist der Winkelausschlag des Leitwerks, den ein ruhendes Moment von der Größe 1 hervorrufen würde. Die stark ausgezogene Linie zeigt die erzwungenen Schwingungsausschläge abhängig von der Störungsfrequenz für ein Moment, dessen Amplitude die gleiche Größe hat. Sie sehen, daß der maximale Ausschlag ungefähr der 50 fache des statischen Ausschlages ist. Näher auf diese Verhältnisse will ich in einer Veröffentlichung in der ZFM eingehen.

Die Frage der Herkunft der erregenden Kräfte ist noch zu beantworten.

Zunächst können periodische Wirbel, die sich an den Tragflächen ablösen, als störende Kraft in Frage kommen. Über ihre Frequenzen und ihre Größe ist nichts bekannt. Untersuchungen in dieser Richtung sind sehr erwünscht, auch im Hinblick auf andere Fragen.

Die Hauptstörungsursachen dürften im Triebwerk, in Motor und Schraube, zu suchen sein. Im Motor können kleine Unterschiede in den Kolbenmassen Reaktionsmomente von der Frequenz der Motordrehzahl hervorrufen.

Ferner kann unregelmäßiges Arbeiten eines Zylinders — bei manchen 6-Zylindermotoren, deren Zylinder schlecht gegen den Fahrtwind geschützt sind, ist schlechtes Arbeiten des ersten Zylinders ein chronisches Übel — eine Ungleichförmigkeit in der Drehzahl, und damit ein Reaktionsmoment von der halben Frequenz der Motordrehzahl verursachen.

Ganz erhebliche und sehr unangenehme periodische Momente erzeugt eine zweiflügelige Luftschraube im Kurvenflug. Diese Momente haben die doppelte Frequenz der Motordrehzahl. Auf sie dürfte das von verschiedener Seite beobachtete starke Flattern einer vielgeflogenen deutschen Maschine beim Kurven zurückzuführen sein.

Durch Einbau einer drei- oder mehrflügeligen Schraube lassen sich diese Massenwirkungen vermeiden.

Zum Schluß sind noch die Folgerungen für den Konstrukteur zu ziehen.

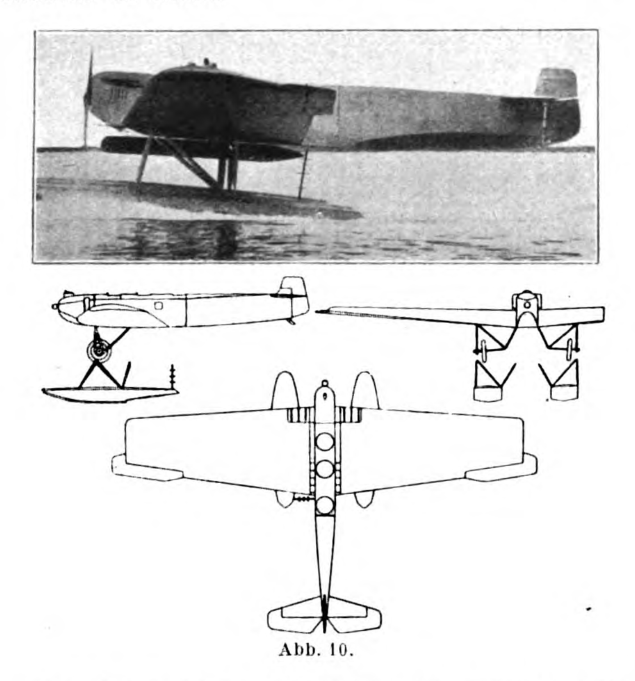


Abb. 10.

Anzustreben ist in erster Linie ein möglichst steifer Rumpf, und zwar sowohl torsions- als biegungssteif. Hohe, schmale, rechteckige Rümpfe, wie sie aus anderen Gründen beliebt sind, sind meist sehr wenig torsionssteif, besonders wenn sie so schlank ausgebildet sind, wie es das Bild (Abb. 10) zeigt[1]). Für schnelle Maschinen ist ein gedrungener, runder Rumpf, wie ihn z. B. Curtiss bei seinen Rennmaschinen baut, das beste. Man darf allerdings das Leitwerk nicht am Ende anbringen, sondern muß es, wie es die Bilder (Abb. 11 u. 12)

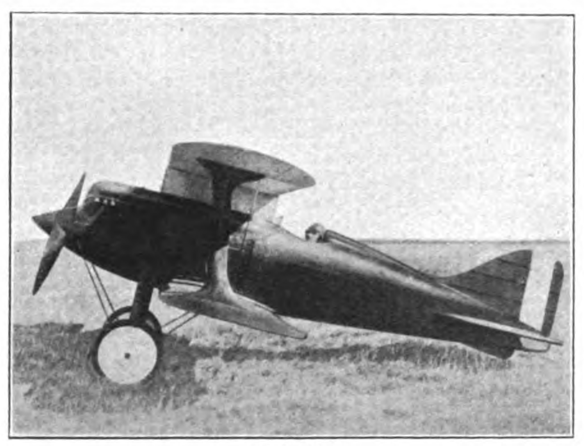
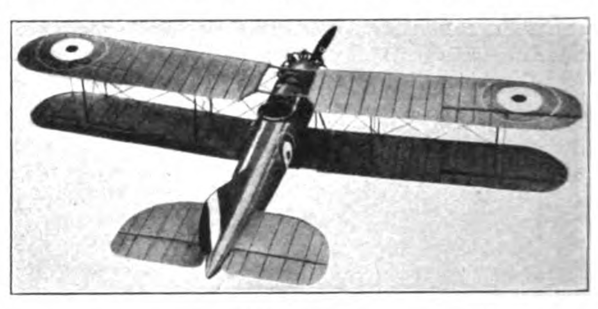


Abb. 11.

des Curtiss-Renneinsitzers von 1922 und der Short-Maschine zeigen, etwas weiter vorwärts, wo der Rumpf noch etwas dicker ist, anbauen. Vom Standpunkt der Materialausnutzung ist ein runder Rumpf immer am günstigsten, da er bei gleichem Materialaufwand immer torsionssteifer ist als andere Rumpfformen und dabei ausreichende Biegungsfestigkeit hat. Außerdem kann bei einem runden Rumpf die Haut viel sicherer zum Tragen herangezogen werden als bei eckigen Rümpfen mit ebenen Seitenflächen. In der Herstellung ist er allerdings teurer.

Weiter ist es, außer wenn es auf äußerste Widerstandsersparnis ankommt, zu empfehlen, das Leitwerk durch einen V-Stiel oder etwas Ähnliches abzufangen. Das Leitwerk wird bei gleicher Festigkeit viel steifer und besonders in sich torsionsfester. Auch ist die Kraftübertragung auf den Rumpf einfacher und sicherer.

Eine durchgehende Ruderachse hilft in leichten Fällen gegen das unsymmetrische Leitwerkflattern. In schweren Fällen versagt sie. Wo sie oder eine sichere Kuppelung der Ruderhälften ohne sonstige Schwierigkeiten anzubringen ist, wird es sich immer empfehlen, dies zu tun.



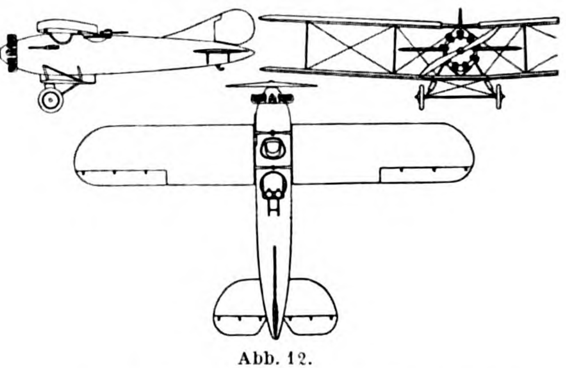


Abb. 12.

Das Leitwerk selbst wird am besten unausgeglichen oder mit einem Ausgleich, der nicht in der Flächenebene liegt, ausgebildet. Schon beim Entwurf des Ruders ist es wichtig, alle weit von der Drehachse und vom Rumpf liegenden Teile so leicht wie möglich zu machen. Wenn man dies beachtet, wird man es wohl kaum nötig haben, mit Gegengewichten zu arbeiten. Wenn man sie trotzdem nach den ersten Flügen als letzte Hoffnung einbaut, dann soll man sie wenigstens möglichst weit vom Rumpf weg anbringen. Man kommt dann mit kleineren Gewichten aus, da für die Wirkung das Produkt aus Abstand vor der Drehachse und Abstand vom Rumpf maßgebend ist.

Dem Piloten kann man nur einen Rat geben: Gas weg und vorsichtig ziehen. Drücken, um schneller herunterzukommen, ist falsch. Daß man herunter will und muß, ist selbstverständlich, aber langsam, nicht schnell, ist der sichere Weg.

Aussprache:

Dipl.-Ing. Hackmack: Die Erscheinungen des Leitwerkflatterns und Schwingungen an Flügeln sind auch im Ausland in der letzten Zeit eingetreten. Als Grund erscheint neben der Entwicklung der freitragenden Bauart besonders die Vergrößerung des Geschwindigkeitsbereiches, der eine Erhöhung des Bereiches der Schwingungsimpulse zur Folge hat. Im gestrigen Vortrag gab Herr Rumpler für das Ozeanflugzeug eine Höchstgeschwindigkeit von ca. 280 km pro Stunde an. Da wir nach Aufhebung der Begriffsbestimmungen nunmehr glücklicherweise auch an die Entwicklung von Rennflugzeugen herangehen können, treffen wir überall auf das Problem der Leitwerksschwingungen. Die angestellten theoretischen Untersuchungen und die Windkanalmessungen haben in der Praxis eine ähnliche Nichtübereinstimmung gezeigt, wie sie Herr Helmbold über die Versuche an Schwimmern in der Hamburger Schiffsbauversuchsanstalt mitteilte. Zur Klärung der Frage ist also die Durchführung der praktischen Versuche unentbehrlich. Die hierbei auftretenden Schwierigkeiten sind:

[1]) Die Maschine zeigte auch ein sehr starkes Flattern im Höhenleitwerk.

1. Sicherheitsfrage,
2. Entwicklung der Meßmethoden.

Zur Sicherheitsfrage ist zu sagen, daß sie gelöst werden kann, indem man die Versuche in genügend großer Höhe beginnt und einen Fallschirm mitführt, der das Aussteigen auch in solchen Zuständen ermöglicht, die sich nach dem Bruch von Einzelteilen eines Flugzeugs ergeben.

Zu 2: Die Meßmethoden zerfallen in direkte Messungen durch Vibrationsmesser, -schreiber und kinematographische Messungen des Schwingungsvorganges, verbunden mit Zeitmessungen. Die Untersuchung der Ursachen könnte zweckmäßig durch Kenntlichmachung des Luftstromes erfolgen, also durch Entwicklung von Rauch- oder Nebelstreifen, durch Staubteilchen usw. und kinematographische Aufnahme des Strombildes. Die Durchführung derartiger Versuche erscheint für die weitere Entwicklung der Flugzeuge mit hohen Geschwindigkeiten von größter Bedeutung. Es wäre gut, wenn sie von mehreren Stellen aus durchgeführt würden. Ich halte eine Durchführung derartiger Versuche im Institut der Aachener Technischen Hochschule auf Grund der vorangegangenen Arbeiten für erfolgversprechend und glaube, daß sie auch gern dort durchgeführt würden, wenn die nötigen Mittel vorhanden wären. Immerhin sind die erforderlichen Mittel nicht so hoch, wenn man bedenkt, daß sie wesentlich zur Entwicklung der Luftfahrt und zur Erhöhung der allgemeinen Sicherheit beitragen.

v. Dewitz, Direktor der DVL: Ich möchte hier einen Vorfall erwähnen, der in das besprochene Gebiet hineinfallen dürfte, wenn der Vorgang auch kein ausgesprochenes Flattern war. Es handelt sich um den ersten Hansa-Brandenburg-See-Eindecker, der Ende des Jahres 1917 zur Ablieferung kam. In einem steilen Spiralgleitflug zeigten sich plötzlich schwere Stöße im Leitwerk, die etwa in Abständen von ½ bis 1 Sekunde erfolgten. Ich hatte den Eindruck, daß die Stöße in schnellerer Reihenfolge erfolgt wären, wenn man die entsprechende Lage der Maschine auf längere Zeit beibehalten hätte. Dies war jedoch im Interesse der Sicherheit nicht angängig, so daß nach Eintritt von 2 bis 3 Stößen die Maschine wieder in die normale Lage gebracht werden mußte. Die Stöße waren so stark, daß man das Gefühl hatte, daß irgendein tragender Teil im Leitwerk zu Bruch gegangen sei. Gleichzeitig schlug das Steuerrad um etwa 2 Handbreiten vor und zurück mit solcher Kraft, daß es nicht zu halten war. Ich führte bei einem weiteren Fluge dieselben Verhältnisse wieder herbei und ließ das Leitwerk aus dem Beobachtersitz beobachten. Diese Beobachtung ergab, daß das im Spiralgleitflug angezogene Höhensteuer sich stark beiderseitig nach unten durchbog und dann plötzlich in seine Normallage zurückschnellte (das Höhensteuer hatte eine Stahlrohrwelle). Das Leitwerk des Flugzeuges sah damals wie Abb. 1 aus.

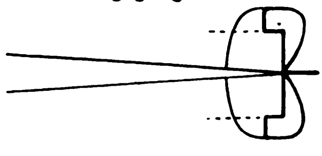


Abb. 1.

Zur Behebung der Erscheinungen wurden die Lappen der Dämpfungsflächen vor dem Höhensteuerausgleich abgeschnitten, wodurch die Erscheinungen verschwanden. Die späterhin endgültig ausgeführte Leitwerksform war die obenstehende Abb. 2.

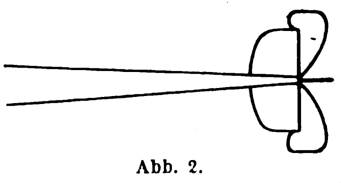


Abb. 2.

Da die Störung durch diese Änderung beseitigt war, ist den Gründen nicht weiter nachgegangen worden. Wir haben angenommen, daß eine Stauung auf dem Ausgleichlappen des Höhensteuers eintrat, die das Höhensteuer bis zu einem gewissen Grade durchbog. In dieser Stellung rutschte dann der Druck ab und das Höhensteuer schnellte zurück. Siehe Abb. 3.

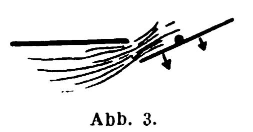


Abb. 3.

Ob diese Annahme jedoch richtig war, entzieht sich meiner Kenntnis.

Professor v. Kármán dankt für die Anregung des Herrn Dipl.-Ing. Hackmack und hält auch für wünschenswert, die das Leitwerkflattern betreffenden Fragen durch Flugversuche einer Lösung näherzubringen.

Dipl.-Ing. Scheubel (Schlußwort): Zu den Diskussionsbemerkungen möchte ich folgendes sagen:

Herrn Hackmack kann ich nur zustimmen. Ich halte es auch für sehr erwünscht, wenn am fliegenden Flugzeug Flattererscheinungen untersucht werden. Die ganze Rechnung steht oder fällt mit der Richtigkeit ihrer Voraussetzungen. Nun ist aber über die Luftkräfte an schwingenden Flächen bis jetzt so wenig bekannt, daß man sich mit Annahmen über sie, die natürlich falsch sein können, behelfen muß. Versuche am Modell sind im Aerodynamischen Institut in Aachen geplant, bis jetzt aber noch nicht zur Ausführung gekommen. Es wäre sehr interessant, wenn einmal ein Fall einer Flattererscheinung an einer Maschine experimentell in der Luft und gleichzeitig rechnerisch untersucht würde. Man gewänne dann vielleicht etwas mehr Klarheit über einige bis jetzt sehr dunkle Fragen. Leider können solche Versuche, wie ja auch Herr Prof. v. Kármán soeben erwähnte, in Aachen nicht unternommen werden, da es an den dazu nötigen Mitteln fehlt.

Der Fall der Hansa-Brandenburg-Maschine, über den Herr v. Dewitz berichtete, ist sehr interessant. Ich glaube, daß das erste Leitwerk, dessen Ausgleichsfläche in der Strömung der Dämpfungsfläche liegt, vom Gesichtspunkt der Flattergefahr aus ungefähr das ungünstigste war, was man bauen konnte. Die spätere Ausführung mit den außerhalb der Spannweite der Dämpfungsfläche liegenden Ausgleichszipfeln ist bedeutend besser. Diese Bauart ist meiner Ansicht nach überhaupt die beste Lösung für den Ausgleich, solange man die Ausgleichsflächen in der Ruderebene aus einem Stück mit dem Ruder bauen will. Für noch günstiger halte ich allerdings den Ausgleich durch eine besondere Hilfsfläche, die über oder unter dem Hauptleitwerk liegt und in geeigneter Weise mit dem Ruder bewegt wird. Man vermeidet dann die bei der anderen Ausführung immerhin möglichen Störungen, die die Strömung um die Enden der Dämpfungsflächen auf die Strömung an der Ausgleichsfläche verursacht. Allerdings muß man beachten, daß die über oder unter dem Leitwerk liegende Hilfsfläche bei großen bezw. kleinen Anstellwinkeln je nach ihrer Lage mehr oder weniger stark abgedeckt werden kann.

VII. Die gegenseitige Beeinflussung zwischen Tragflügel und Propeller.

Vorgetragen von R. Seiferth, Göttingen.

Im vergangenen Jahre war die Aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen wiederum sehr stark mit Industrieaufträgen beschäftigt, so daß nur wenig Zeit für eigene systematische Arbeiten blieb. Erst in den letzten Wochen konnten einige Untersuchungen begonnen werden, über die hier kurz berichtet werden soll.

Beim Flugzeug treten gegenseitige Beeinflussungen verschiedenster Art auf, z. B. zwischen Rumpf und Propeller, zwischen Tragflügel und Propeller und zwischen Rumpf und Tragflügel. Wenn man im Windkanal ein vollständiges Flugzeugmodell mit laufendem Propeller untersucht, so erkennt man nur die Summe aller dieser Einflüsse, und es ist auch bei systematischer Abänderung des Modelles

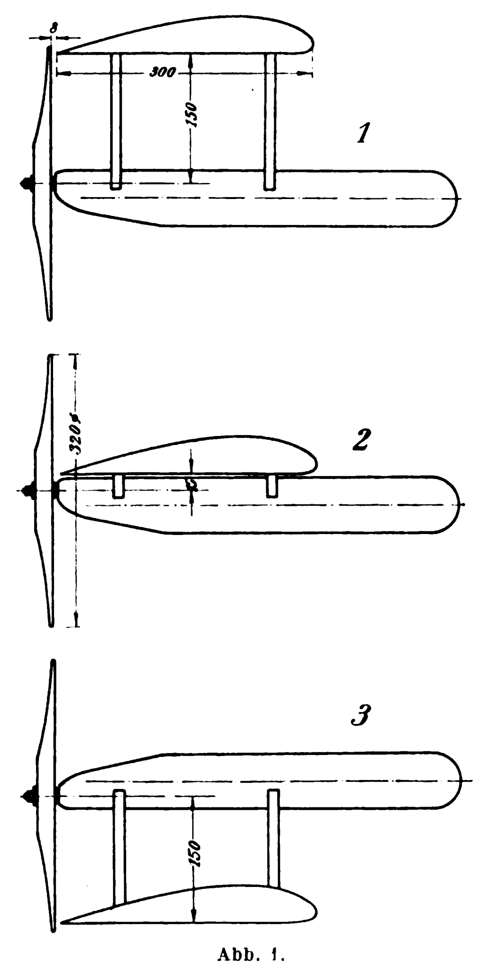


Abb. 1.

schwierig, die einzelnen Einflüsse zu trennen. Ihre Kenntnis ist aber für den Entwurf von Flugzeugen von Wichtigkeit, damit man besonders ungünstige Anordnungen vermeiden kann.

Wir haben zunächst mit Versuchen begonnen, die sich lediglich auf die gegenseitige Beeinflussung zwischen Tragflügel und Propeller beziehen. In der I. Lieferung der »Ergebnisse« ist unter der gleichen Überschrift bereits über solche Versuche berichtet worden. Damals wurde der Nabenschub des Propellers unter Beeinflussung durch den Flügel gemessen, und außerdem wurden die Kräfte am Flügel unter Beeinflussung durch den Propellerstrahl abgewogen. Die jetzigen Versuche unterscheiden sich von diesen alten dadurch, daß ein vereinfachtes Flugzeugmodell, bestehend aus einem Tragflügel mit Motor und Propeller, untersucht wurde. Wenn man annimmt, daß der Einfluß der verhältnismäßig sehr kleinen Motorgondel auf den Flügel und auf den Propeller vernachlässigt werden kann, so kann man an dem System »Tragflügel mit Propeller« die gegenseitige Beeinflussung zwischen Flügel und Propeller untersuchen.

Es konnten bisher nur drei Anordnungen geprüft werden, nämlich ein Tragflügel mit einem Druckpropeller, der einmal auf der Druckseite des Flügels, dann ungefähr in Höhe desselben und dann auf der Saugseite angebracht war. Die entsprechenden Versuche mit einem Zugpropeller sind noch nicht beendet. Wir haben uns trotzdem entschlossen, die bisherigen Ergebnisse jetzt schon bekannt zu geben, da wir wissen, daß für diese Versuche großes Interesse besteht.

Abb. 1 zeigt die gewählten Anordnungen. Es wurde ein Verhältnis von Propellerdurchmesser zu Flügeltiefe gewählt, wie es etwa einem kleineren Flugzeuge entspricht. Es sollen später noch andere Anordnungen untersucht werden, z. B. Tragflügel größerer Tiefe mit kleineren Propellern, wie es mehrmotorigen Flugzeugen entspricht. Bei Anwendung von Modellpropellern, die kleiner als etwa 24 cm sind, treten jedoch Schwierigkeiten auf, die dadurch bedingt sind, daß die Profile solcher Propeller in einem Bereich sehr kleiner Kennwerte arbeiten, wo der Einfluß des Kennwertes auf die Profileigenschaften sehr merklich ist. Man kann solche Messungen nicht mit derselben Genauigkeit wie Messungen bei größeren Kennwerten auf große Verhältnisse übertragen.

Für die ersten Versuche, die hier besprochen werden sollen, wurden zunächst Größenverhältnisse genommen, die keine Schwierigkeiten in der angedeuteten Richtung erwarten ließen. Es wurde ein Tragflügel von 135 cm Spannweite und 30 cm Tiefe, also mit Seitenverhältnis 1:4,5, verwendet. Als Flügelprofil wurde Nr. 387 der I. Lieferung der »Ergebnisse« ausgesucht. Der Propellerdurchmesser betrug 32 cm. Der Antrieb des Propellers erfolgte durch einen kleinen schnellaufenden Elektromotor, der mit vier dünnen, profilierten Streben am Tragflügel befestigt war. Um den Widerstand des Motors möglichst klein zu halten, war er mit einer glatten Blechverkleidung umgeben.

Abb. 2 zeigt den verwendeten Elektromotor im Schnitt. Es ist ein Asynchron-Drehstrommotor, der bei seiner Höchstdrehzahl von 30000 Umdr./min für kurze Zeit eine Leistung bis zu 1 PS entwickeln kann. Er wurde mit einem Untersetzungsgetriebe $3\frac{1}{2}:1$ verwendet, der Propeller macht also maximal etwa 8500 Umdr./min. Der ganze Motor ist um die Propellerwelle pendelnd gelagert, so daß man an dem am Stator befestigten Hebel das Propellerdrehmoment messen kann. Hinten am Motor ist ein Umdrehungszähler angebracht, der aus einer Scheibe besteht, deren Drehzahl gegen den Motor im Verhältnis 400 : 1 unter-

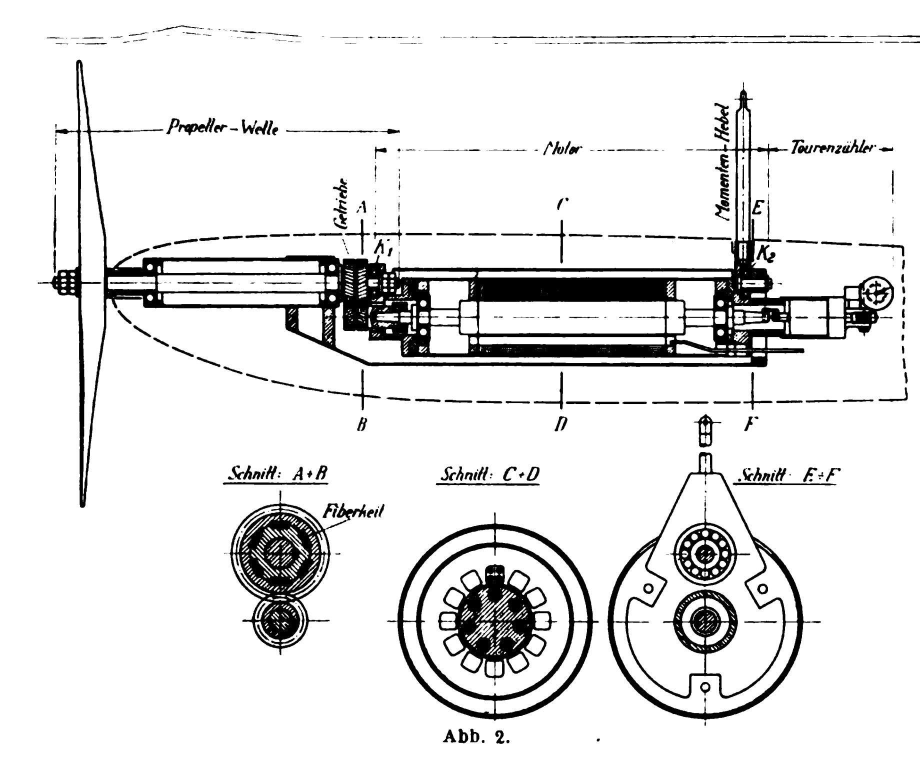


Abb. 2.

setzt ist. Man stoppt die Zeit für einige Umdrehungen der Scheibe ab und berechnet daraus die Propellerdrehzahl.

Abb. 3 stellt den verwendeten Propeller und seine Kurven für Schub, Drehmoment und Wirkungsgrad dar. Seine Sehnensteigung ist gleich der Hälfte des Durchmessers. Die Bestimmungsgleichungen für die Beiwerte des Schubes und des Drehmomentes und für den Wirkungsgrad sind unterhalb der Kurven angegeben, dabei ist u die Umfangsgeschwindigkeit an den Propellerspitzen, R der Radius und $F = \pi \cdot R^2$ die Propellerkreisfläche. Der Höchstwirkungsgrad von etwa 72 vH für den alleinfahrenden Propeller liegt bei einem Fortschrittsgrade $\lambda = 0{,}16$, dies entspricht einem verhältnismäßig langsamen Flugzeug. Die kleine Steigung bringt meist einen hohen Belastungsgrad und damit eine große Strahlgeschwindigkeit im Propeller mit sich; es war also von vornherein eine verhältnismäßig starke Beeinflussung des Flügels zu erwarten, was ja erwünscht war.

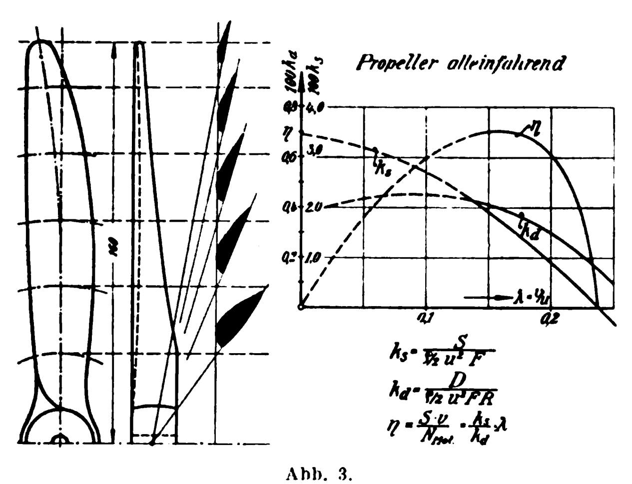


Abb. 3.

Die ganze Untersuchung wurde bei einer Windgeschwindigkeit von nur 15 m/s durchgeführt. Diese geringe Geschwindigkeit war bedingt durch die begrenzte Drehzahl und die kleine Steigung des Propellers. Es wurde Auftrieb, Widerstand und Längsmoment gemessen, außerdem Propellerdrehmoment und -Drehzahl. Bei jedem Anstellwinkel wurde zunächst eine Messung ohne Propeller gemacht, dann wurde der Propeller aufgesetzt und es wurde bei mehreren Drehzahlen gemessen, die in der Gegend des besten Propellerwirkungsgrades lagen.

Für die Messung mit Propeller bekam man so bei jedem Anstellwinkel alle gemessenen Größen in Abhängigkeit von der Drehzahl bzw. vom Propeller-Fortschrittsgrad $\lambda = v/u$. Durch Interpolationen wurden für einige λ-Werte die zusammengehörigen Werte von c_a und c_w bestimmt und damit die Polaren gezeichnet. Abb. 4 zeigt für vier verschiedene Fortschrittsgrade diese Polaren für die drei Anordnungen. Rechts in jedem Diagramm ist die Polare ohne Propeller aufgetragen. Jeder ihrer Punkte rückt, wenn der Propeller immer rascher läuft, immer weiter nach links, der Widerstand wird also immer kleiner und schließlich negativ. Bemerkenswert ist, daß der Auftrieb bei konstantem Anstellwinkel sich dabei auch ändert, bei Anordnung 1 fällt er im allgemeinen ab, bei 3 steigt er stark an, während 2 etwa in der Mitte zwischen 1 und 3 steht. Die Polaren der drei Anordnungen unterscheiden sich übrigens, wenn man vom Verlauf der Linien gleichen Anstellwinkels absieht, nur sehr wenig voneinander. Die Propellerwelle hat überall denselben Anstellwinkel wie die Flügelsehne, infolgedessen gibt der Propellerschub natürlich eine Komponente in den Auftrieb. Bei Anordnung 2 stimmt die Auftriebsänderung ungefähr mit dieser senkrechten Schubkomponente überein. Bei 1 und 3 kommt jedoch noch eine weitere Auftriebsänderung hinzu, da der Strahl des unter oder über dem Flügel liegenden Propellers die Zirkulation am Flügel ändert. Bei 1 tritt, da der Propellerstrahl auf der Flügelunterseite der Zirkulation entgegen gerichtet ist, eine Verminderung des Auftriebes ein, und bei 3 entsprechend eine Erhöhung.

Wenn man die Polare ohne Propeller als »Bezugsmessung« wählt, so kann man die Widerstandsdifferenz zwischen ihr und den Polaren mit laufendem Propeller als Schub des Systems »Tragflügel mit Propeller« betrachten. Dabei bleibt es noch willkürlich, ob man diese Schubbestimmung bei konstantem Anstellwinkel oder bei konstantem c_a-Wert vornimmt. Dieser Schub ist nicht zu verwechseln mit dem »Nabenschub«, dem Schub des Propellers relativ zum Flügel.

Unter der gegenseitigen Beeinflussung ändert sich sowohl der Nabenschub im Vergleich zum Schub des alleinfahrenden Propellers, als auch der Widerstand des im Schraubenstrahl befindlichen Flügels im Vergleich zum Widerstand des Flügels allein. Was wir als Schub unserer Anordnung bezeichneten, ist das, was praktisch allein in Erscheinung tritt, nämlich die horizontale Komponente der Resultierenden aus dem geänderten Nabenschub und dem geänderten Flügelwiderstand. Immerhin ist der Unterschied zwischen diesem Schub und dem Nabenschub hier nur verhältnismäßig klein, er wird jedoch wesentlich größer, wenn der Propeller vor oder hinter einem dicken Rumpfe arbeitet.

In Abb. 5 sind die Kurven für die Drehmomentenbeiwerte zusammengestellt. Sie zeigen gegenüber der gestrichelt eingezeichneten Kurve des alleinfahrenden Propellers eine Verschiebung, die durch die veränderte Strömung in der Propellergegend verursacht ist. Das Strömungsbild ist erstens durch den Profilwiderstand, welcher die Entstehung der Grenzschicht veranlaßt, und zweitens durch die Zirkulation bedingt. Die am Flügel vorbeigestrichene Grenzschicht verzögerter Luft wird bei allen drei Anordnungen teilweise vom Propeller durchschlagen, am meisten bei Anordnung 2. Die ungleichmäßige Geschwindigkeitsver-

teilung in der Propellerebene bringt eine Vergrößerung des Drehmomentes mit sich. Außerdem erfahren die k_d-Kurven eine horizontale Verschiebung gegenüber der Kurve des alleinfahrenden Propellers. In demselben Verhältnis, in dem die Kurven z. B. nach rechts rücken (Anordnung 1), ist infolge der Zirkulation der Mittelwert der Geschwindig-

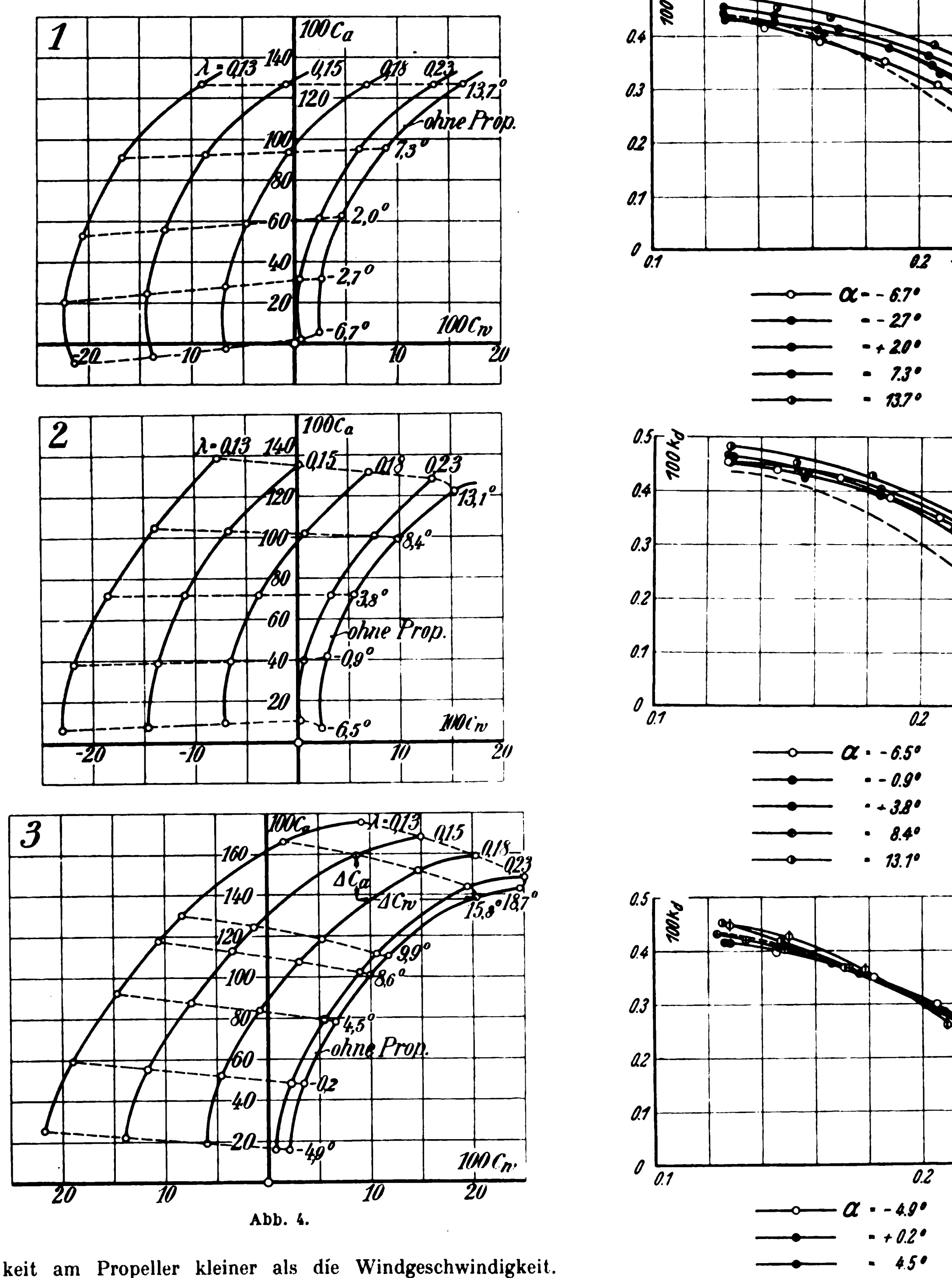


Abb. 4.

keit am Propeller kleiner als die Windgeschwindigkeit. Bei Anordnung 3 rücken die Kurven entsprechend nach links.

Während bei Anordnung 1 und 3 der Propeller verhältnismäßig ruhig lief, erzeugte er bei Anordnung 2 ein auffallend starkes Brummen, vermutlich infolge der besonders großen Ungleichförmigkeit der Geschwindigkeitsverteilung infolge der Grenzschicht.

Es interessiert nun selbstverständlich die Frage, welche von den drei Propelleranordnungen die beste ist. Diese Frage läßt sich aber nicht allgemein, sondern nur von Fall zu Fall unter Berücksichtigung der durch die Gesamtkonstruktion gegebenen Verhältnisse entscheiden. Um aber wenigstens für einen Fall ein klares Bild zu gewinnen, wurden die Kurven zur Leistungsberechnung für ein Flugzeug verwendet, das eine ähnliche Vergrößerung unseres

Abb. 5.

Modelles darstellt. Der Widerstand von Rumpf und Fahrgestell wurde zu $c_{w_R} = 0{,}03$ eingesetzt. Natürlich muß man bei der Leistungsberechnung voraussetzen, daß bei diesem Flugzeug die gegenseitige Beeinflussung zwischen Tragflügel und Propeller nicht etwa durch Rumpf oder

Motorgondeln gestört wird. Da es sich lediglich um eine Vergleichsrechnung handelt, braucht das Flugzeug auch keineswegs ein praktisch ausführbares zu sein. Es wurde ein Gewicht von 1000 kg und eine Flächenbelastung von 37 kg/m² angenommen, man erhält dann beim Seitenverhältnis 1 : 4,5 eine Spannweite von 11 m und einen Propellerdurchmesser von 2,61 m. Aus den Polaren und Drehmomentenkurven wurden für die verschiedenen Anstellwinkel zusammengehörige Werte entnommen und damit die Motorleistung für den Horizontalflug berechnet. Abb. 6

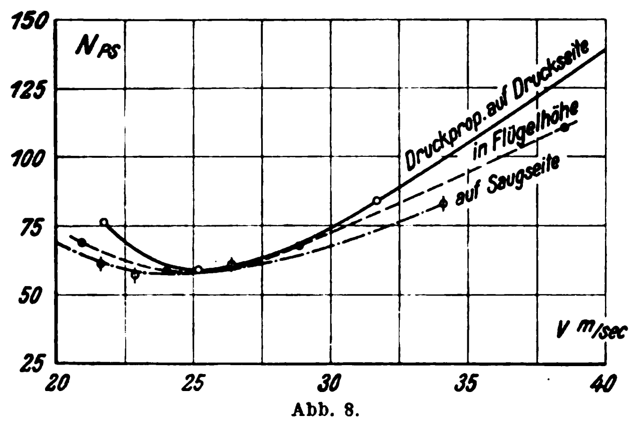


Abb. 8.

zeigt das Ergebnis. Etwa bei $v = 26$ m/s sind alle drei Anordnungen ungefähr gleichwertig, während beim Steig- und Geschwindigkeitsflug Anordnung 3 etwas überlegen ist. Die Unterschiede sind aber immerhin so gering, daß konstruktive Rücksichten bei der Auswahl der Propelleranordnung wohl den Ausschlag geben werden.

Größere Motorgondeln als beim Modell bringen wahrscheinlich noch einen Ausgleich der Unterschiede mit sich, besonders wenn sie auf der Flügelsaugseite unzweckmäßig angebracht sind. Sie kehren dann unter Umständen den Vorteil dieser Anordnung durch die Störung der Flügelströmung ins Gegenteil um.

Der Einfluß von Motorgondeln und Rümpfen auf den Propeller und auf den Flügel ist der Gegenstand weiterer Arbeiten.

Die vorliegende Untersuchung und die jetzt noch nicht abgeschlossene mit Zugpropeller wird voraussichtlich in der IV. Lieferung der »Ergebnisse« veröffentlicht werden.

Aussprache:

Ing. Diemer weist darauf hin, daß dem Verlauf der Momentenkurve bei Versuchen mit Luftschrauben in Verbindung mit Tragflügeln besondere Aufmerksamkeit zu schenken ist, da sich bei Flugversuchen gezeigt hat, daß durch die Lage des Propellerstrahls über dem Flügel zusätzliche Momente entstehen, die sich aus der Beeinflussung des Leitwerkes durch den Schraubenabwind allein nicht erklären lassen.

Dipl.-Ing. Seiferth: Die Untersuchung soll später, wenn es möglich ist, auch auf die systematische Abänderung vollständiger Flugzeugmodelle ausgedehnt werden. Dabei wird natürlich ein besonderes Augenmerk auf die Längsstabilität zu richten sein. Im übrigen wurden die für die Längsstabilität maßgeblichen c_m-Kurven hier weggelassen, um den Vortrag kurz zu halten. Sie werden dann in der späteren Veröffentlichung mitgeteilt werden.

Dr.-Ing. Madelung: Liegt hier nicht ein Mißverständnis vor? Herr Diemer meint doch wohl das Moment um die Querachse infolge Schraubenzug und Strahl, das bei Vorhandensein eines Leitwerkes auftritt. Die Rückwirkung des Schraubenstrahls auf den Abwind und damit auf das Höhenleitwerk ist heute noch ganz ungeklärt. Herrn Seiferths Versuche wurden aber ohne Leitwerk vorgenommen.

VIII. Profilwiderstandsmessungen an einem Junkers-Tragflügel.

Anwendung des Betzschen Verfahrens auf vergleichende Messungen am Modell und am fliegenden Flugzeug.

Vorgetragen von Hanns Weidinger.

65. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.

Einleitung.

Der Gestaltung eines Flugzeugs haben umfassende theoretische Berechnungen und praktische Untersuchungen sowohl am Modell als auch am fliegenden Flugzeug vorauszugehen. Insbesonders erfordert der Bau eines Tragflügels eine gründliche Kenntnis der an ihm angreifenden resultierenden Luftkraft, die denselben auf Zug, Druck, Biegung und Verdrehung beansprucht. Die Natur dieser Luftkraft ist aber noch nicht nach allen Richtungen geklärt. Dies gilt besonders für den Widerstand. Der Widerstand setzt sich bekanntlich aus zwei Teilen zusammen, aus dem »induzierten« Widerstand und dem »Profilwiderstand«. Während der induzierte Widerstand, der lediglich auf die an den Flügelenden entstehenden Verluste zurückzuführen ist, theoretisch ziemlich genau erfaßbar ist, bestand bisher keine Möglichkeit, den von der Form des Profils abhängigen Anteil am Widerstand, den Profilwiderstand, zu errechnen oder auf direktem Wege zu messen. Im 3. Heft des 16. Jahrgangs der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt (1925) veröffentlicht A. Betz, Göttingen, die theoretischen Grundlagen eines Verfahrens zur direkten Ermittlung des Profilwiderstandes. A. Betz regte an, dieses Verfahren nicht nur im Windkanal, sondern auch auf Messungen an großen Flugzeugen anzuwenden.

Hierdurch wird die Frage nach der Verteilung der Widerstandskräfte über die ganze Breitenerstreckung einer Tragfläche geklärt.

Die Ergebnisse solcher Messungen, die nunmehr einen Vergleich gestatten zwischen Versuchen am Modell einerseits und solchen am fliegenden Flugzeug anderseits, haben, vom aerodynamischen Standpunkt betrachtet, eine große Bedeutung, da sie über die Wirkungsweise der Fläche, ihre günstige Form und über die Übereinstimmung von theoretischer und wirklicher Strömung wertvolle Schlüsse zu ziehen gestatten.

Wenn auch heute noch teilweise eine gewisse Abneigung gegen derartige Messungen besteht, so habe ich versucht, diese Vergleichsversuche durchzuführen, um beizutragen, das Mißtrauen gegen die Zuverlässigkeit und die Bedeutung von Messungen am fliegenden Flugzeug zu beseitigen.

I. Das Betzsche Verfahren.

Ein Verfahren zur direkten Ermittlung des Profilwiderstands[1]).

Der Profilwiderstand wird in der gewöhnlichen Weise dadurch gemessen, daß man den Gesamtwiderstand eines Tragflügels im Windkanal durch Gewichtsmessung ermittelt. Zieht man hievon den errechneten induzierten Widerstand ab, so erhält man den Profilwiderstand. Dieses Verfahren hat aber den Nachteil, daß sich der Profilwiderstand aus der Differenz zweier in der Größenordnung gleicher Werte ergibt. Wenn daher Gesamt- und induzierter Widerstand nicht ganz genau ermittelt werden können, so ist der Fehler beim Profilwiderstand infolge seiner Kleinheit prozentual sehr groß. Die Messung des Gesamtwiderstandes erfolgt nun aber an einem stark verkleinerten Modell bei einem kleineren Kennwert; die Berechnung des induzierten Widerstandes kann nur angenähert erfolgen, die dabei gemachten Vernachlässigungen machen sich beim Profilwiderstand geltend. Es geht hieraus hervor, daß dieses Verfahren eben nur ein Behelf und die erzielte Genauigkeit nicht allzu groß ist.

Das neue, von J. Ackeret angeregte Verfahren errechnet den Profilwiderstand unmittelbar aus dem Energieverlust der Luft, ausgehend von den in der II. Lieferung der Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen veröffentlichten Versuchen über Geschwindigkeits- und Druckverteilung hinter Widerstandskörpern.

Hierbei werden folgende Bezeichnungen gewählt, im Anschluß an die »Regeln für Leistungsversuche an Ventilatoren und Kompressoren«[1]):

p_{st} Statischer Druck: Der innere Druck eines geradlinig strömenden Gases, also der Druck, den ein mit gleicher Geschwindigkeit mitbewegtes Druckmeßgerät gerät anzeigen würde.

q Dynamischer Druck oder Staudruck: Die größte Drucksteigerung, die in einem Gasstrom vor einem Hindernis entsteht, gleichbedeutend mit dem Druck, der zur Beschleunigung des Gases aus der Ruhe auf die betreffende Geschwindigkeit erforderlich ist. Er ergibt sich aus der Formel

$$q = \frac{\varrho}{2} v^2 \text{ kg/m}^2$$

worin bedeutet:

$\varrho = \frac{\gamma}{g}$ die Dichte des Gases in $\frac{\text{kg s}^2}{\text{m}^4}$

v = die mittlere Strömungsgeschwindigkeit in m/s

p_g Gesamtdruck: Die algebraische Summe des statischen und des dynamischen Druckes.

In einer verlustlosen, stationären Strömung (Potentialströmung) ist nach dem Bernoullischen Gesetz die Summe aus statischem und dynamischem Druck konstant. Es ist

$$p_{st} + q = p_g = \text{konst.}$$

Sind während des Strömens Verluste eingetreten, so kann der Gesamtdruck hinter dem Körper nicht mehr so groß sein, wie vor ihm. Man kann somit aus der Differenz der Gesamtdrücke in einer Ebene vor und hinter der Tragfläche den Energieverlust in der Strömung an dem betreffenden Flügelquerschnitt in dieser Ebene direkt messen. Der Energieverlust gibt aber ein Maß für den Profilwiderstand, wie im folgenden noch gezeigt werden wird.

Dieses Verfahren hat demnach den Vorteil, daß man für jeden beliebigen Flügelquerschnitt den Profilwiderstand erhält und auf diese Weise auch die Verteilung des Profilwiderstandes über die Spannweite kennt. Dies ist von Bedeutung, da ja die meisten neueren Tragflügel weder rechteckig sind, noch konstante Profildicke besitzen, sondern vielmehr meist trapezförmig mit nach außen abnehmender

[1]) ZFM 16. Jahrg. (1925), Heft 3, S. 42ff.

[1]) VDI-Verlag 1925.

Dicke gestaltet sind. Ein weiterer Vorzug ist der, daß dieses Verfahren nicht auf Modellmessungen beschränkt bleibt, sondern sich, wie im Hauptteil dieser Arbeit gezeigt werden soll, auch auf Messungen am fliegenden Flugzeug anwenden läßt: ein Vorzug von weittragender Bedeutung, da die Technik längst erkannt hat, daß ihre zu Neukonstruktionszwecken benötigten Daten viel besser im Fluge selber zu ermitteln sind, als im Laboratorium oder auf dem Versuchsstand.

1. Um die Ableitung der Formel für den Profilwiderstand *zu* vereinfachen, hat Betz zunächst einen Körper betrachtet, der keinen Auftrieb, sondern lediglich Widerstand erfährt, und ferner die Strömung als zweidimensional angenommen.

Vor dem Körper sei der statische Druck p_{st_0} und die Geschwindigkeit v_0. Der Gesamtdruck in der ungestörten Strömung ist daher:

$$p_{g_0} = p_{st_0} + \frac{\varrho}{2} v_0^2 = p_{st_0} + q_0 = \text{konst.}$$

Hinter dem Körper ist im allgemeinen ebenfalls

$$p_{g_1} = p_{st_1} + \frac{\varrho}{2} v_1^2 = \text{konst.} = p_{g_0},$$

worin p_{st_1} den statischen Druck und v_1 die Geschwindigkeit hinter dem Körper bedeuten.

Nur in einem kleinen Wirbelstreifen direkt hinter dem Körper ist:

$$p_{g_1} < p_{g_0}.$$

Der Widerstand des Körpers wird ermittelt mit Hilfe des Impulssatzes. Man betrachtet vor und hinter dem Körper eine Kontrollfläche, die sich nach oben und unten ins Unendliche erstrecken und deren zweite Seite gleich der Spannweite l sein soll. Die Strömung übt eine Kraft auf den Körper aus, die ihr Äquivalent findet in einer Druck- und Impulsänderung. Der Druck auf die Fläche $l \cdot dy$ vor dem Flügel ist:

$$p_{st_0} \cdot l \cdot dy \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \cdot m \cdot m = \text{kg}\right]$$

der Druck auf die Fläche $l \cdot dy$ hinter dem Flügel ist:

$$p_{st_1} \cdot l \cdot dy \; [\text{kg}].$$

Die Druckänderung auf die beiden unendlichen Flächen bezogen, ist dann:

$$l \int_{-\infty}^{+\infty} (p_{st_0} - p_{st_1}) \cdot dy.$$

Der Impulssatz sagt dann bekanntlich, daß der Antrieb der Kraft bei irgendeiner geradlinigen Bewegung gleich dem Zuwachs der Bewegungsgröße ist[1]).

$$\int P \cdot dt = m v - m v_0$$

oder

$$P = \frac{d(m \cdot v)}{dt} = \frac{dm}{dt} \cdot v.$$

Vor dem Flügel, bezogen auf den Streifen $l \cdot dy$:

$$\frac{dm_0}{dt} \cdot v_0 = (\varrho \cdot l \cdot dy \cdot v_0) \cdot v_0 =$$

$$= \varrho \cdot l \cdot v_0^2 \cdot dy \left[\frac{\text{kg/s}^2}{m^4} \cdot m \, \frac{m^2}{\text{s}^2} \cdot m = \text{kg}\right]$$

hinter dem Flügel:

$$\frac{dm_1}{dt} \cdot v_1 = (\varrho \cdot l \cdot dy \cdot v_1) \cdot v_1 = \varrho \cdot l \cdot v_1^2 \cdot dy \; [\text{kg}]$$

die Impulsänderung ist:

$$\varrho \cdot l \cdot \int_{-\infty}^{+\infty} (v_0^2 - v_1^2) \cdot dy.$$

Die Kraft auf einen Abschnitt des Körpers von der Länge l ergibt sich dann:

$$W = l \int_{-\infty}^{+\infty} [(p_{st_0} - p_{st_1}) + \varrho (v_0^2 - v_1^2)] \cdot dy.$$

Setzt man:

$$p_{g_0} = p_{st_0} + \frac{\varrho}{2} v_0^2$$

und

$$p_{g_1} = p_{st_1} + \frac{\varrho}{2} v_1^2,$$

dann ergibt sich:

$$W = l \int (p_{g_0} - p_{g_1})\, dy + \frac{\varrho}{2} \int_{-\infty}^{+\infty} (v_0^2 - v_1^2) \cdot dy = J_{\text{I}} + J_{\text{II}}.$$

Das Integral J_{I} ist einfach zu ermitteln, da es nicht in das Unendliche erstreckt werden braucht, weil p_{g_0} und p_{g_1} nur in einem kleinen Bereich voneinander verschieden sind. Die Integration braucht daher nur auf das Wirbelgebiet hinter dem Körper erstreckt werden. Der Integrand verschwindet, wenn $p_{g_0} = p_{g_1}$ wird.

Das Integral J_{II} ist in dieser Form nicht auswertbar und muß noch umgeformt werden. Man denkt sich eine Potentialströmung, die außerhalb des Wirbelgebietes identisch ist mit der Strömung, die den Widerstand erzeugt. Die Geschwindigkeit jener sei v'. Dann ist vor dem Körper $v_0' = v_0$ und hinter dem Körper, aber außerhalb des Wirbelgebietes $v' = v_1$, im Wirbelgebiet dagegen muß $v' > v_1$ angenommen werden, um den Druckverlust auszugleichen. Diese Vergrößerung der Geschwindigkeit wird durch Annahme einer Quelle ermöglicht, deren Ergiebigkeit für den betreffenden Körperabschnitt ist:

$$E = l \int (v' - v_1) \cdot dy.$$

Die Annahme einer Quelle bedingt einen negativen Widerstand:

$$W' = -\varrho \cdot v_\infty \cdot E$$

(v_∞ Geschwindigkeit im Unendlichen) analog dem Satz von Kutta und Schukowsky:

$$A = \varrho \cdot v \cdot \Gamma \cdot l$$

(A = Auftrieb, ϱ = Dichte, Γ = Zirkulation).

Nun ist in der angenommenen Potentialströmung ebenso:

$$p_g' = p_{st_1} + \frac{\varrho}{2} v'^2 = p_{g_0}.$$

Daher:

$$W' = -\varrho \cdot v_\infty \cdot E = l \int \underbrace{(p_{g_0} - p_g')}_{=0} \cdot dy + \frac{\varrho}{2} \, l \int_{-\infty}^{+\infty} (v_0^2 - v'^2) \cdot dy$$

$$W - W' = W + \varrho \cdot v_\infty \cdot E =$$

$$= l \int (p_{g_0} - p_{g_1}) \cdot dy + \frac{\varrho}{2} \, l \int (v'^2 - v_1^2)\, dy.$$

Setzt man den Wert der Ergiebigkeit:

$$E = l \int (v' - v_1) \cdot dy$$

ein, dann erhält man:

$$W = l \int (p_{g_0} - p_{g_1}) \cdot dy +$$

$$+ \frac{\varrho}{2} \, l \int (v'^2 - v_1^2)\, dy - \varrho \cdot v_\infty \cdot l \int (v' - v_1)\, dy =$$

$$= l \int (p_{g_0} - p_{g_1}) \cdot dy - \frac{\varrho}{2} \, l \int (v' - v_1)(2 v_\infty - (v' + v_1)) \cdot dy.$$

Das zweite Integral ist nunmehr ebenfalls nur über das Wirbelgebiet zu erstrecken, da es außerhalb desselben, wo $(v' - v_1) = 0$ ist, verschwindet. Ist nun der vordere Meßpunkt sehr weit vom Tragflügel entfernt, was bei der im Göttinger Kanal aufgebauten Versuchseinrichtung der Fall war, so kann man genügend genau setzen:

$$v_\infty = v_0.$$

Damit wird:

$$W = l \int (p_{g_0} - p_{g_1})\, dy - \frac{\varrho}{2} \, l \int (v' - v_1) [2 v_0 - (v' + v_1)] \cdot dy.$$

Bei den Versuchen am fliegenden Flugzeug kann der vordere Meßpunkt aus konstruktiven Rücksichten nicht in das Gebiet der ungestörten Strömung gelegt werden. Wie im IV. Abschnitt gezeigt wird, ist hierauf durch Einführung eines durch Eichung bestimmten Korrekturfaktors für die Geschwindigkeit Rücksicht genommen worden.

2. Da der Energieverlust an einem Tragflügel gemessen werden soll, so trifft die unter 1. gemachte Annahme: Auftrieb = 0 nicht zu. Der Flügel erzeugt Auftrieb und die

[1]) A. Föppl, Einführung in die Mechanik, S. 49.

Luft hat hinter dem Flügel außer der horizontalen Geschwindigkeitskomponente v_1 auch noch eine vertikale Komponente w_1. Es ist dann:

$$p_{g_1} = p_{st_1} + \frac{\varrho}{2}(v_1^2 + w_1^2)$$

und

$$p_{g_0} = p_{st_0} + \frac{\varrho}{2} v_0^2.$$

$$W = l \int_{-\infty}^{+\infty} [(p_{g_0} - p_{st_1}) + \varrho (v_0^2 - v_1^2)] \cdot dy =$$

$$= l \int (p_{g_0} - p_{g_1}) \cdot dy + \frac{\varrho}{2} \int_{-\infty}^{+\infty} (v_0^2 - v_1^2 + w_1^2) \cdot dy.$$

Nimmt man wieder eine Potentialströmung mit Quelle und der Ergiebigkeit

$$E = l \int (v' - v_1) \cdot dy$$

$$\text{(genauer } l \int \left(\sqrt{v'^2 + w_1^2} - \sqrt{v_1^2 + w_1^2}\right) \cdot dy\text{) an,}$$

so ergibt eine solche Potentialströmung mit einer Abwärtsgeschwindigkeit den induzierten Widerstand W_i. Da w unveränderlich geblieben war, ist auch der Auftrieb gleich geblieben.

W_i ist ebenfalls in beiden Fällen der gleiche.

Unter dem Einfluß der Quelle wird:

$$W' = W_i - \varrho \cdot v_\infty \cdot E = \frac{\varrho}{2} l \int_{-\infty}^{+\infty} (v_0^2 - v'^2 + w_1^2) \cdot dy$$

$$W - W_i = W_{Pr} =$$

$$- \varrho \cdot v_\infty \cdot l \int (v' - v_1)\, dy + l \int (p_{g_0} - p_{g_1})\, dy +$$

$$+ \frac{\varrho}{2} l \int (v'^2 - v_1^2)\, dy$$

$$W_{Pr} = l \int (p_{g_0} - p_{g_1})\, dy - \frac{\varrho}{2} l \int (v' - v_1)(2 v_0 - [v' + v_1])\, dy.$$

Das Ergebnis ist also das gleiche wie bei 1. geblieben.

3. Die Größenordnung des zweiten Integrals.

Da die Ermittlung des zweiten Integrals umständlich ist, wird ein Näherungsverfahren angegeben, indem der Anteil des zweiten Integrals am ersten Integral geschätzt wird.

Je größer die Entfernung der Meßstelle hinter dem Flügel ist, desto kleiner werden die Unterschiede zwischen p_{g_0} und p_{g_1} und p_{st_0} und p_{st_1}.

Man kann nun schreiben unter der Voraussetzung, daß $v' \approx v_\infty$ ist:

$$\frac{v_\infty - v_1}{v_\infty} \approx \frac{p_{g_0} - p_{g_1}}{2 \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot v_\infty^2}$$

denn es ist:

$$\frac{p_{g_0} - p_{g_1}}{2 \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot v_\infty^2} = \frac{p_{st\infty} + \frac{\varrho}{2} v_\infty^2 - p_{st_1} - \frac{\varrho}{2} v_1^2}{2 \cdot \frac{\varrho}{2} v_\infty^2} =$$

$$= \frac{\overbrace{p_{st\infty} - p_{st_1}}^{=0} + \frac{\varrho}{2}(v_\infty^2 - v_1^2)}{2 \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot v_\infty^2} = \frac{(v_\infty + v_1)(v_\infty - v_1)}{2 v_\infty^2}.$$

Schreibt man für:

$$v_\infty + v_1 = v_\infty + v_\infty - (v_\infty - v_1),$$

dann ist:

$$\frac{p_{g_0} - p_{g_1}}{2 \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot v_\infty^2} = \frac{[v_\infty + v_\infty - (v_\infty - v_1)](v_\infty - v_1)}{2 v_\infty^2}$$

$$= \frac{2 v_\infty (v_\infty - v_1) - (v_\infty - v_1)^2}{2 v_\infty^2}.$$

Die Größenordnung von $(v_\infty - v_1)^2$ kann gegen

$$2 v_\infty (v_\infty - v_1)$$

vernachlässigt werden.

Es ist daher

$$\frac{p_{g_0} - p_{g_1}}{2 \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot v_\infty^2} = \frac{2 \cdot v_\infty (v_\infty - v_1)}{2 \cdot v_\infty^2} = \frac{v_\infty - v_1}{v_\infty}.$$

Damit wird der Integrand des zweiten Integrals:

$$-\frac{\varrho}{2}(v_\infty - v_1)(v_\infty - v_1) = \frac{(p_{g_0} - p_{g_1})^2}{4 \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot v_\infty^2},$$

also im Verhältnis

$$\frac{p_{g_0} - p_{g_1}}{4 \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot v_\infty^2}$$

kleiner als der des ersten Integrals.

Der Einfluß des zweiten Integrals ist daher sehr gering, wenn die Meßstelle in einem größeren Abstand hinter dem Flügel liegt. Dieser Abstand wird zweckmäßig so groß gewählt, daß der Unterschied $(p_{g_0} - p_{g_1})$ gerade noch im Bereich einer genauen Meßmöglichkeit liegt.

II. Das Reynoldsche Modellgesetz.

Die große Bedeutung, welche Versuchen am fliegenden Flugzeug zukommt, ersieht man vor allem am Reynoldschen Gesetz. Wenn die Luftströmungen an geometrisch ähnlichen Tragflügeln sowohl am Modell als auch am wirklichen Flügel vollkommen mechanisch ähnlich wären, dann könnte man auf Messungen im großen verzichten. Die Theorie lehrt, daß die Ähnlichkeit der Strömung dann eintritt, wenn das Verhältnis der Trägheitswirkungen und Zähigkeitswirkungen am Element im Kanalstrom und im freien Luftstrom dasselbe bleibt[1]), also:

$$\frac{\text{Trägheitskraft}}{\text{Zähigkeitskraft}} = \frac{m \cdot b}{\eta \cdot \frac{\partial v}{\partial n} \cdot f} = \frac{\varrho \cdot \text{vol} \cdot b}{\eta \cdot \frac{1}{t} \cdot l^2} =$$

$$= \frac{\varrho \cdot l^4/t^2}{\eta \cdot l^2/t} = \frac{\varrho \cdot l^2}{\eta \cdot t} = \frac{l^2}{\frac{\eta}{\varrho} \cdot t} = \frac{l}{t} \cdot \frac{l}{\frac{\eta}{\varrho}} =$$

$$= \frac{v \cdot l}{\nu} = R.$$

Durch diese einfache Umformung ergab sich, daß das Produkt aus Geschwindigkeit mal Länge (Tiefe des Flügels) dividiert durch $\nu = \frac{\eta}{\varrho}$ kinematische Zähigkeit, für vergleichende Messungen stets konstant bleiben muß.

Die Konstante R bezeichnet man als »Reynoldsche Zahl«. Werden die Versuche bei der gleichen kinematischen Zähigkeit durchgeführt, dann kann man auch schreiben:

$$v \cdot l = \text{konst.} = E.$$

Mißt man v in m/s und l in mm, so bezeichnet man mit E den Kennwert.

Für Luft von 13° C und 760 mm ist $\nu_0 = 0{,}143$, für diesen Fall ist $E = \frac{R}{70}$.

Die bei normalen Modellmessungen erhaltenen Reynoldschen Zahlen liegen zwischen 200000 und 500000 bei 20 cm tiefen Flügeln, bei Messungen an 60 cm Flügeln zwischen Wänden erhält man Zahlen von ungefähr 600000 bis 1500000.

Bei Messungen am fliegenden Flugzeug jedoch erhält man Reynoldsche Zahlen von etwa

$$R = \frac{4000 \cdot 200}{0{,}14} \cong 6000000.$$

Genau betrachtet kann man also Modellmessungen nicht übertragen, da man nicht in der Lage ist, die Luftgeschwindigkeiten am Modell in dem durch das Reynoldsche Modellgesetz gefordertem Maße zu erhöhen, da sich bei Überschreitung der Schallgeschwindigkeit andere Strömungsformen ausbilden.

[1]) Prandtl, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, I. Lieferung, S. 33.

Nun hat man zwar festgestellt, daß bei allen schlanken Körperformen (Stromlinienkörper) die kritische Reynoldsche Zahl so niedrig ist, daß sie nicht zwischen der Modellmessung und der Ausführung im großen liegt[1]).

Da aber die Widerstandszahl eine Funktion der Reynoldschen Zahl ist, weiß man wohl, daß c_w abhängig von R aufgetragen, eine stetige Kurve ergibt. Aber man weiß nicht den Verlauf der Kurve. Hier erkennt man die Bedeutung des Betzschen Verfahrens, das Messungen im großen ermöglicht.

Die Amerikaner haben zur Erreichung einer größeren Reynoldschen Zahl einen anderen Weg eingeschlagen. Sie haben einen Versuchswindkanal gebaut, der unter 20 at Druck gehalten wird. Durch Vergrößerung von ϱ wird ν verkleinert und damit $R = \frac{v \cdot l}{\nu}$ größer. Die Ergebnisse, die bereits vorliegen, kommen bis $R = 3\,500\,000$.

Im Absatz V dieser Arbeit wird auf diese Versuche zum Vergleich mit den Ergebnissen der vorliegenden Messungen noch näher eingegangen.

III. Versuche im Windkanal.

1. Flügelprofil.

Der freitragende Flügel des Junkers-Ganzmetall-Kurierflugzeuges Typ A 20-Land hat ein nach außen abnehmendes dickes Profil und ist von trapezförmiger Gestalt. Die Flächentiefe nimmt gleichfalls nach außen ab. Die Abmessungen sind auf Abb. 1 und 2 ersichtlich. Das Seitenverhältnis ist

$$\frac{F}{b^2} = 1:7{,}88.$$

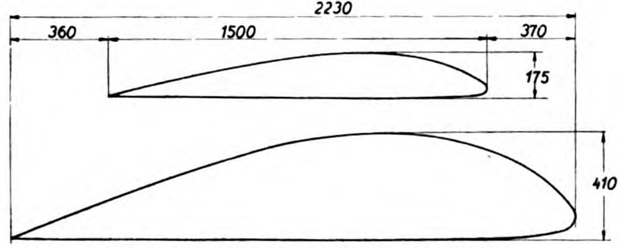


Abb. 1. Flügelschnitte an der Wurzel und außen.

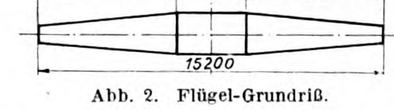


Abb. 2. Flügel-Grundriß.

Über die aerodynamischen Eigenschaften und die verhältnismäßig große Zone günstigster Verwendungsmöglichkeit dieses dicken Profils gibt die durch Messungen im Göttinger Kanal erhaltene Polare in Abb. 3 näheren Aufschluß. Für die Kanalstrommessungen wurde der Flügel, im 0,085-fachem Maßstab geometrisch ähnlich verkleinert, nach dem Göttinger Verfahren aus Gips hergestellt[2]). Die Wellblechrippen wurden hierbei weggelassen und die Oberfläche glatt ausgeführt.

2. Versuchsanordnung.

Bei den Modellmessungen im Kanalstrom zur Ermittlung des Energieverlustes, die im großen Göttinger Kanal ausgeführt wurden, traten versuchstechnisch keine großen Schwierigkeiten auf. Das Flügelmodell wurde in umgekehrter Lage an den Aufhängedrähten der Göttinger Dreikomponentenwage befestigt[3]).

In größerer Entfernung vor dem Flügel wurde ein Staugerät angeordnet, wobei nur darauf Rücksicht genommen

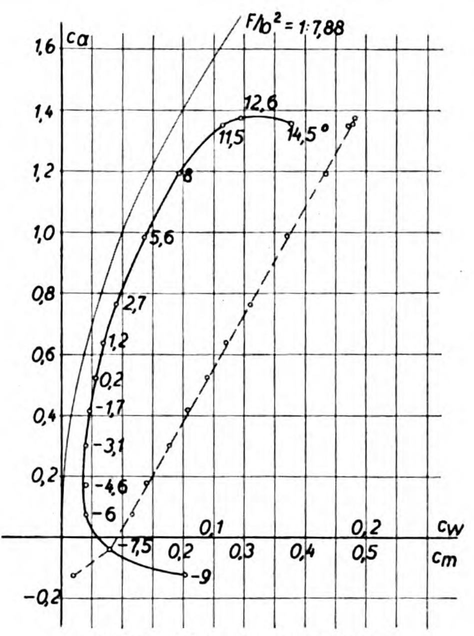


Abb. 3. Polare des A 20-Flügels.

werden mußte, daß der Einbau desselben die Strömung um den Tragflügel nicht stören durfte. Hinter dem Flügel wurde ein horizontal und vertikal verschiebbares Staugerät eingebaut. Die Entfernung von der hinteren Flügelkante wurde durch Vorversuche festgelegt. Dabei war zu beachten, daß einerseits der Abstand nicht so klein war, daß das Störungsgebiet auf einen zu kleinen Raum beschränkt wurde, damit die vertikalen Verschiebungswege noch genau gemessen werden konnten, aber anderseits durch Annahme eines zu großen Abstandes, der wohl eine Vergrößerung des Wirbelgebietes in der vertikalen Erstreckung erbrachte, nicht die Meßgenauigkeit der nun kleiner werdenden Druckunterschiede herabgesetzt werden durfte. Unter Berücksichtigung dieser Grenzlagen ergaben sich Abstände der Verschiebungsgeraden von der Flügelhinterkante, die aus Abb. 9 entnommen werden können.

Erleichtert wurde die Durchführung der Modellversuche durch den Umstand, daß R. Seiferth, Göttingen, bereits Widerstandsmessungen nach dem Betzschen Verfahren an einem 60 cm tiefen Rohrbach-Tragflügelmodell ausführte, die aber bis heute nicht veröffentlicht wurden.

Die Versuchseinrichtung wurde im Kanal photographiert und ist in Abb. 4 und Abb. 5 ersichtlich.

3. Meßinstrumente und Eichung.

Der Gesamtdruck der ungestörten Strömung wurde mit einem einfachen Staurohr (Pitotrohr) gemessen, welches den Eichfaktor 1,0 besaß.

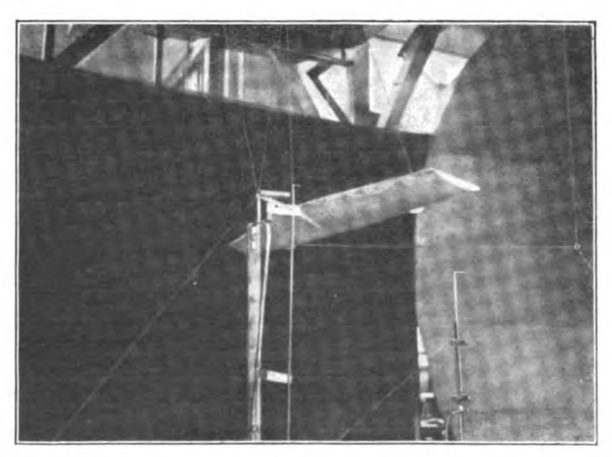
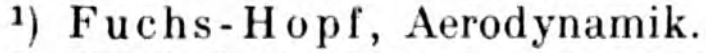


Abb. 4.



[1]) Fuchs-Hopf, Aerodynamik.

[2]) Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. I. Lieferung: »Die Herstellung der Modelle«, S. 46ff.

[3]) Ebenso: »Die Dreikomponentenwage«, S. 27ff.

Der Gesamtdruck der Strömung im Wirbelgebiet dagegen wurde nach einem Vorschlag von Betz gemessen mit einem Staurohr, welches von einer Venturi-Düse umgeben war. Die Gleichrichtwirkung dieser Düse gibt diesem Instrument einen sehr großen Winkelbereich genauer Anzeige. Nach Eichung ist der Berichtigungsfaktor bis zu $\pm 20^0$ praktisch $= 1{,}0$. Dadurch werden Fehler vermieden, wie sie etwa bei Ablenkung des Strahles durch den auftrieberzeugenden Flügel hätten entstehen können, wenn das Staurohr winkelempfindlich gewesen wäre.

Der statische Druck hinter dem Flügel, welcher zur Errechnung der Geschwindigkeiten v_1 und v' bekannt sein muß, wurde festgestellt durch ein Hakenrohr. Es ist bis jetzt nicht gelungen, einem solchen Instrument zur Messung des statischen Drucks dieselbe Winkelunempfindlichkeit zu geben, wie dies beim Gesamtdruck der Fall ist. Die Abweichungen wurden in folgender Größe festgestellt (Meßstaudruck 58,6 kg/m²):

$\beta =$	20^0	10^0	5^0	0^0	-5^0	-10^0	-20^0
$p_{stat} =$	$-5{,}8$	$-1{,}2$	0	$+0{,}1$	$-0{,}3$	$-2{,}0$	$-7{,}1.$

Die Abweichungen betragen für 10^0 im Mittel 2 vH, für 20^0 im Mittel 11 vH. Es ist nicht zu erwarten, daß Ablenkungen von mehr als 10 bis 15^0 auftreten. Die hierbei entstehenden Fehler gehen nur ins Berichtigungsglied (zweites Integral) ein. Letzteres macht aber nur einen kleinen Bruchteil des Gesamtwertes aus (s. Abschnitt I, 3), deshalb wird der Fehler für das Gesamtergebnis verschwindend gering.

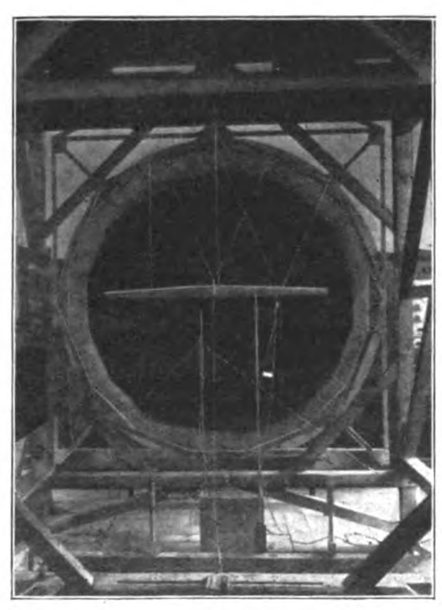


Abb. 5.

4. Ermittlung der Polare.

Die Ermittlung der Polare des Flügelmodells und der Momentenkurve geschah in der herkömmlichen bekannten Weise. Das Profil ist ein eigenes Junkersprofil, dessen Polare daher in den Göttinger Berichten nicht veröffentlicht ist. Doch ist das Profil und der Verlauf der Polare einigen Göttinger Profilen ähnlich (Abb. 3).

Als Flügeltiefe wurde die größte Tiefe in Flügelmitte $t = 0{,}1893$ m eingesetzt.

5. Geschwindigkeitsreihe (Einfluß des Kennwertes).

Aus Kraftmessungen an dem Flügelmodell wurden durch Abrechnung des induzierten Widerstandes für drei verschiedene Anstellwinkel die Profilwiderstandszahlen über das bei diesen Verhältnissen erreichbare Gebiet der Reynoldschen Zahlen ermittelt.

Sie sind in Abb. 6 aufgetragen und zeigen die erwartete Abnahme in Richtung auf größere Reynoldsche Zahlen.

6. Profilwiderstandsmessungen nach Betz.

Nach S. 114 ist:

$$W_{P_r} = l\int (p_{g_0} - p_{g_1})\, d\,y - \frac{\varrho}{2}\, l \int (v' - v_1)\,[2\,v_0 - (v' + v_1)]\, d\,y.$$

Der vertikale Verschiebungsweg dy kann an einem an dem hinteren Staugerät befindlichen Maßstab in mm abgelesen werden.

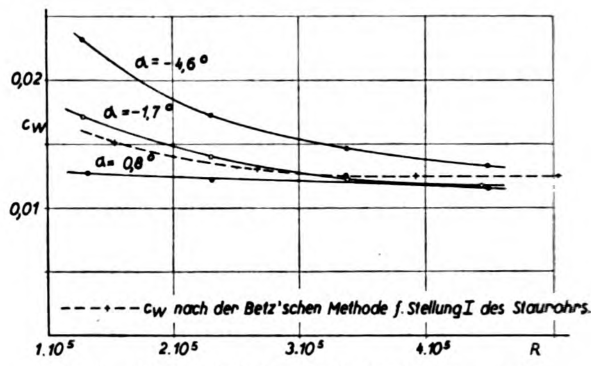


Abb. 6. Abhängigkeit des Profilwiderstandes von der Reynoldschen Zahl.

In den Tabellen sind die Verschiebungswege mit h (mm) bezeichnet. Hierbei wurde der Schnittpunkt der Profilsehne im jeweiligen Schnitt mit der Verschiebungsebene der Staurohre als Nullpunkt der senkrechten Verschiebungsgeraden angenommen. Die Differenz der Gesamtdrücke $(p_{g_0}' - p_{g_1}')$ wurde in mm Alkoholsäule am Manometer direkt abgelesen. $(p_{g_0} - p_{g_1}) = 0{,}798.\ (p_{g_0}' - p_{g_1}')$ kg/m², wobei $s = 0{,}798$ das spezifische Gewicht des Alkohols war. Außerdem wurde der Gesamtdruck vor dem Flügel (p_{g_0}') gemessen und in $p_{g_0} = 0{,}798 \cdot p_{g_0}'$ kg/m² umgerechnet. Der Gesamtdruck konnte, wie sich durch Vergleich mit dem in der Kanal-Düsenkammer gemessenen Staudruck (Berücksichtigung des Düsenfaktors) ergab, gleich dem Staudruck q_0 gesetzt werden.

Weiter wurde der statische Druck p_{st_1}' hinter dem Flügel gemessen und in $p_{st_1} = 0{,}802 \cdot p_{st_1}'$ (kg/m²) umgerechnet, wobei das spezifische Gewicht des Alkohols bei diesem Manometer $s = 0{,}802$ war. Die Geschwindigkeit der angenommenen Potentialströmung im Wirbelgebiet ist dann:

$$v' = \sqrt{\frac{2}{\varrho}(p_{g_0} - p_{st_1})}, \text{ da } q' = (p_{g_0} - p_{st_1}).$$

Ferner ist:

$$v_1 = \sqrt{\frac{2}{\varrho}[(p_{g_0} - p_{st_1}) - (p_{g_0} - p_{g_1})]},$$

da

$$q_1 = p_{g_0} - (p_{g_0} - p_{g_1}) - p_{st_1}.$$

Ebenso findet man:

$$v_0 = \sqrt{\frac{2}{\varrho} \cdot q_0}, \text{ da } p_{g_0} = q_0.$$

Auf diese Weise läßt sich für jede Stelle hinter dem Flügel der Druckverlust:

$$\varDelta\, p = (p_{g_0} - p_{g_1}) - \frac{\varrho}{2}(v' - v_1)\,[2\,v_0 - (v' + v_1)]$$

in kg/m² angeben.

Dividiert man diesen Druckverlust durch den entsprechenden Staudruck (q_0) der ungestörten Strömung und trägt man $\frac{\varDelta p}{q_0}$ abhängig von der jeweiligen Stellung h (mm) graphisch auf, dann muß sein:

$$\frac{W_{P_r}}{q_0} = c_{w_{P_r}} \cdot F = l \int \frac{\varDelta\, p}{q_0} \cdot d\,y.$$

Der Wert

$$\int \frac{\varDelta\, p}{q_0} \cdot d\,y = J$$

ist durch Planimetrieren auf einfache Weise zu ermitteln.

Der Profilwiderstandsbeiwert, der auf den Abbildungen kürzehalber meist mit c_w bezeichnet wurde, ist dann:

$$c_{w_{Pr}} = \frac{l \int \frac{\Delta p}{q_0} \cdot d\,y}{l \cdot t} = \frac{J}{t} \left[\frac{m}{m}\right].$$

a) Messungen an drei Flügelquerschnitten bei je vier verschiedenen Anstellwinkeln und gleichbleibender Geschwindigkeit.

Diese Messungen wurden zunächst an drei Flügelquerschnitten I, II und III, deren Lage in Abb. 9 zu sehen sind, durchgeführt. Leider konnten diese Schnitte nicht gleichmäßig über die halbe Spannweite verteilt werden, da auf die Aufhängevorrichtung Rücksicht genommen

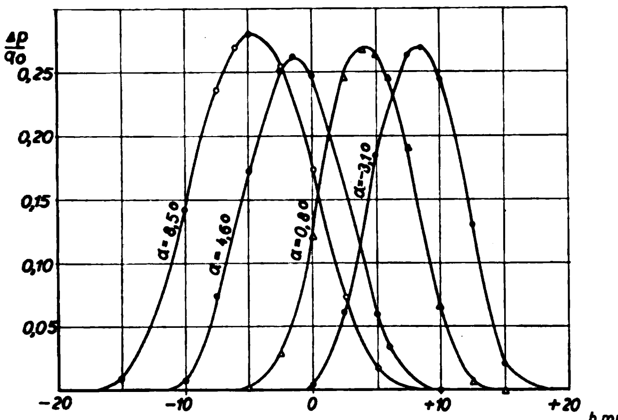


Abb. 7. Druckverlust hinter dem Flügel bei Stellung I d. Meßwerte für 4 Anstellwinkel und $v = 30$ m/s.

werden mußte. Die Geschwindigkeit wurde konstant gehalten und in jedem Schnitt der Profilwiderstandsbeiwert ermittelt, und zwar bei $\alpha = +8{,}5°$; $+4{,}5°$; $+0{,}8°$ und $-3{,}1°$ (Anstellwinkel). Die aus den Versuchen erhaltenen Werte und ihre Auswertung der Betzschen Formel sind für Stellung I bei $\alpha = 8{,}5°$ in Zahlentafel 1 zusammengestellt.

In der gleichen Weise wurden für die übrigen Anstellwinkel und Schnitte die Versuchswerte tabellarisch zusammengestellt. Die errechneten Werte $\frac{\Delta p}{q_0}$ wurden graphisch aufgetragen. Die Kurven, aus welchen durch Planimetrierung $c_{w_{Pr}}$ gefunden wurde, sind in Abb. 7 für Stellung I zusammengezeichnet.

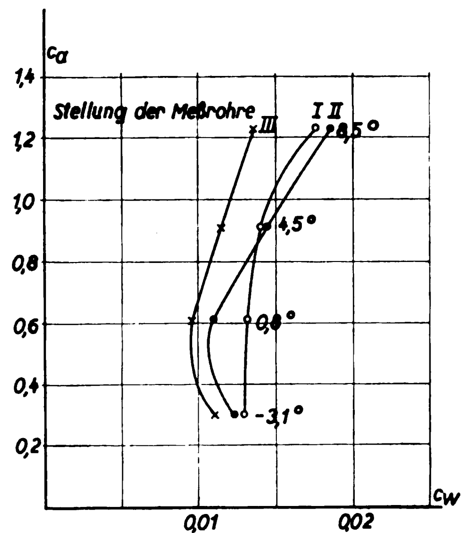


Abb. 8. Profilwiderstände des A 20-Flügels in 3 verschiedenen Schnitten.

In Abb. 8 wurde dann für die vier Anstellwinkel in der üblichen Darstellungsweise (ohne induzierten Widerstand) der Profilwiderstandsbeiwert abhängig von dem Auftriebsbeiwert für die Schnitte I, II und III aufgetragen.

Zahlentafel 1. Stellung I $\alpha = +9°$, $\varphi = 0{,}5$: $\alpha = +8{,}5°$ s (Alkohol) $= 0{,}803$, $q = 58{,}6$ mm H_2O $\left.\begin{matrix} B = 760 \\ t = 18° \end{matrix}\right\}$ $\varrho = 0{,}1232$ $\left[\frac{kgs^2}{m^4}\right]$.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
					$s = 0{,}798$		$s = 0{,}802$											
q_0''	h	$p_{g_0}'-p_{g_1}'$	p_{st_1}'	p_{g_0}'	$p_{g_0}-p_{g_1}$	$p_{g_0}=q_0$	p_{st_1}	$q' = p_{g_0}-p_{st_1}$	$q_1 = (p_{g_0}-p_{st_1}) - (p_{g_0}-p_{g_1})$	$v_1 = \sqrt{\frac{2\,q_1}{\varrho}}$	$v' = \sqrt{\frac{2\,q'}{\varrho}}$	$v_0 = \sqrt{\frac{2\,q_0}{\varrho}}$	$v'-v_1$	$v'+v_1$	$2\,v_0-(v'+v_1)$	$\frac{\varrho}{2}(v'-v_1)\cdot[2\,v_0-(v'+v_1)]$	$\Delta p = (p_{g_0}-p_{g_1}) - \frac{\varrho}{2}(\ldots)(\ldots)$	$\frac{\Delta p}{q_0}$
mm Alkohol	mm	mm Alkoholsäule			kg/m²	kg/m²	kg/m²	kg/m²	kg/m²	m/s	m/s	m/s	m/s	m/s	m/s	kg/m²	kg/m²	
70,2	15	0	3,75	73,2	0	58,5	3,01	55,49	55,49	30,01	30,01	30,8	0	60,02	1,58	0	0	0
70,2	10	0	3,55	73,2	0	58,5	2,84	55,66	55,66	30,04	30,04	30,8	0	60,08	1,52	0	0	0
70,2	5	1,35	3,0	73,2	1,08	58,5	2,40	56,10	55,02	29,90	30,18	30,8	0,28	60,08	1,52	0,026	1,05	0,018
70,2	2,5	5,6	2,7	73,2	4,47	58,5	2,16	56,34	51,87	29,00	30,23	30,8	1,23	59,23	2,37	0,18	4,29	0,073
70,2	0	13,7	2,6	73,2	10,92	58,5	2,08	56,42	45,50	27,18	30,28	30,8	3,10	57,46	4,14	0,79	10,13	0,173
70,2	—2,5	20,7	2,4	73,2	16,55	58,5	1,92	56,58	40,03	25,50	30,30	30,8	4,8	55,80	5,80	1,72	14,83	0,254
70,2	—5	23,1	2,35	73,2	18,45	58,5	1,88	56,62	38,17	24,90	30,30	30,8	5,4	55,20	6,40	2,13	16,32	0,279
70,2	—6	22,3	2,4	73,2	17,72	58,5	1,92	56,58	38,86	25,11	30,30	30,8	5,19	55,41	6,19	1,98	15,74	0,269
70,2	—7,5	19,0	2,4	73,2	15,18	58,5	1,92	56,58	41,40	27,91	30,30	30,8	4,29	56,21	5,39	1,428	13,75	0,235
70,2	—10	11,5	2,45	73,2	9,18	58,5	1,96	56,54	47,36	27,72	30,29	30,8	2,57	58,01	3,59	0,854	8,33	0,142
70,2	—15	0,75	2,6	73,2	0,60	58,5	2,08	56,42	55,82	30,10	30,28	30,8	0,18	60,38	1,22	0,015	0,58	0,0099
70,2	—20	0	2,55	73,2	0	58,5	2,04	56,46	56,46	30,25	30,25	30,8	0	60,50	1,10	0	0	0
70,2	—25	0	2,3	73,2	0	58,5	1,84	56,66	56,66	30,30	30,30	30,8	0	60,60	1,00	0	0	0

Abb. 9 zeigt die Verteilung des Profilwiderstandes längs der seitlichen Erstreckung des Flügels. Sie entspricht in großen Zügen dem nach außen hin abnehmenden Verhältnis von Dicke zu Tiefe des Profils.

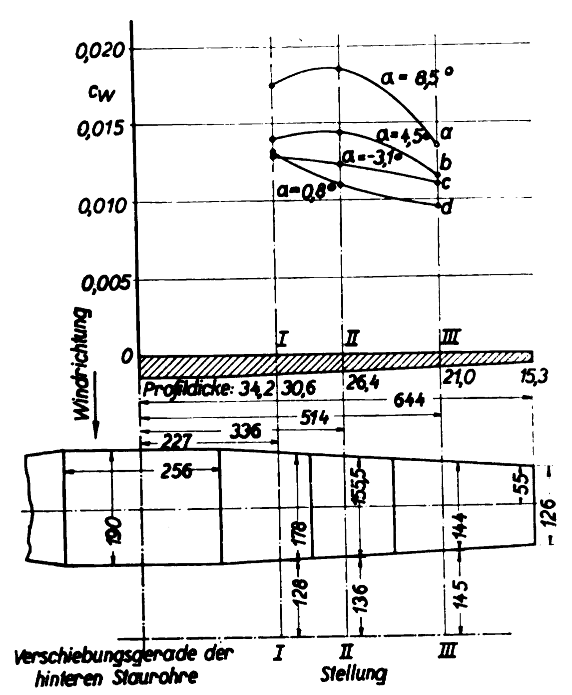


Abb. 9. Verlauf des Profilwiderstandes über die Spannweite.

b) Messungen an einem Flügelquerschnitt bei einem Anstellwinkel und vier verschiedenen Geschwindigkeiten.

Diese Messungen wurden im Schnitt I bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 0{,}8^0$ und bei den Geschwindigkeiten 10, 20, 30 und 40 m/s ausgeführt (Abb. 10).

Die aus Abb. 10 durch Planimetrieren erhaltenen Profilwiderstandswerte wurden in Abb. 6 abhängig von der Reynoldschen Zahl gestrichelt eingezeichnet. Die Kurve zeigt denselben Verlauf wie die Widerstandsermittlung auf der Komponentenwage. Allerdings ist nun die Abhängigkeit des $C_{w_{Pr}}$ von R nur in einem ganz kleinen Bereich gegeben (bis zu $R = 450000$). Aufgabe der Messungen am Flugzeug ist es nun, den Verlauf dieser Kurve $C_{w_{Pr}} = f\,(R)$ weiter zu verfolgen.

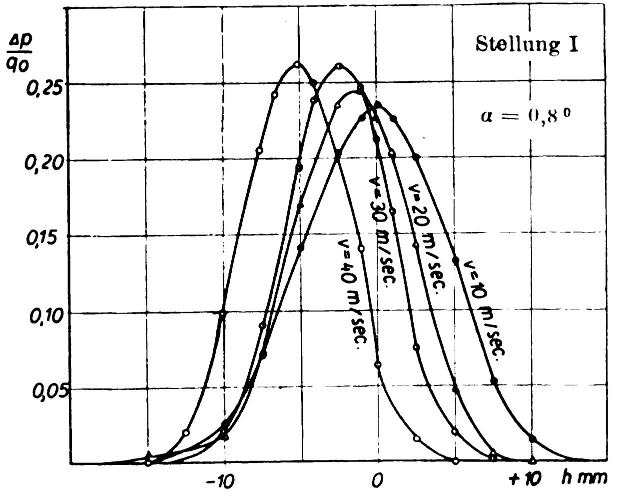


Abb. 10. Druckverlust hinter dem Flügel bei Stellung I der Meßrohre für 4 verschiedene Geschwindigkeiten und $\alpha = 0{,}8^0$.

7. Zusammenfassung.

Um einen Vergleich der beiden Methoden

$$\text{a)}\quad C_{w_{Pr}} = C_{w_{gesamt}} - C_{w_i}$$

$$\text{b)}\quad C_{w_{Pr}} = \frac{J}{t}$$

zu ermöglichen, wurde versucht, aus den nach dem Betzschen Verfahren für verschiedene Querschnitte ermittelten Werten einen Mittelwert für den ganzen Flügel zu errechnen. Es muß aber darauf hingewiesen werden, daß dieser Mittelwert ungenau sein muß, da er sich nur aus drei längs der Spannweite ungleichmäßig verteilten Flügelquerschnitten errechnet.

Es ist:

$$W_{Pr} = C_{w_{Pr}} \cdot q \cdot F$$
$$= q\,(C_{w_{\rm I}} \cdot F_{\rm I} + C_{w_{\rm II}} \cdot F_{\rm II} + C_{w_{\rm III}} \cdot F_{\rm III}$$
$$= q \cdot C_{w_{Pr}} \cdot \Sigma F$$
$$C_{w_{Pr}} = 100 \cdot c_{w_{Pr}}$$
$$F_{\rm I} = 0{,}1030\ m^2;\ F_{\rm II} = 0{,}0432\ m^2;\ F_{\rm III} = 0{,}0635\ m^2;$$
$$\Sigma F = 0{,}2097\ m^2.$$

Zahlentafel 2.

a^0	$C_{w_{\rm I}}$	$C_{w_{\rm I}} \cdot F_{\rm I}$	$C_{w_{\rm II}}$	$C_{w_{\rm II}} \cdot F_2$	$C_{w_{\rm III}}$	$C_{w_{\rm III}} \cdot F_{\rm III}$	$\Sigma(C_w \cdot F)$	$C_{w_m} = \frac{\Sigma(C_w \cdot F)}{\Sigma F}$
−3,1	1,290	0,134	1,233	0,0531	1,101	0,0661	0,2532	1,221
0,8	1,250	0,130	1,098	0,0472	0,954	0,0572	0,2344	1,132
4,5	1,402	0,146	1,440	0,0620	1,145	0,0687	0,2767	1,340
8,5	1,755	0,183	1,855	0,0796	1,351	0,0811	0,3432	1,660

Die sich aus der letzten Spalte vorstehender Zahlentafel ergebenden mittleren Profilwiderstandsbeiwerte wurden in Abb. 11 abhängig vom Auftriebsbeiwert aufgetragen (Kurve *a*). Zum Vergleich wurden in diese Darstellung die aus der Polare (Abb. 3) entnommenen Differenzwerte für den Profilwiderstand des ganzen Flügels eingezeichnet (Kurve *b*).

Die beiden Kurven haben ähnlichen Verlauf. Es zeigt sich aber, daß die nach dem Impulsverfahren gemessenen Werte bei Auftriebsbeiwerten über 0,75 kleiner sind als die durch Kraftmessung ermittelten. Da der Gesamtwiderstand bei Kraftmessung, infolge der großen Erfahrungen mit diesem Verfahren, wohl genau gemessen sein dürfte, so würde anzunehmen sein, daß entweder die Impulsmessung zu kleine Werte ergibt oder aber der induzierte Widerstand in Wirklichkeit größer ist als der theoretisch errechnete. Verfasser hält letzteres für wahrscheinlicher.

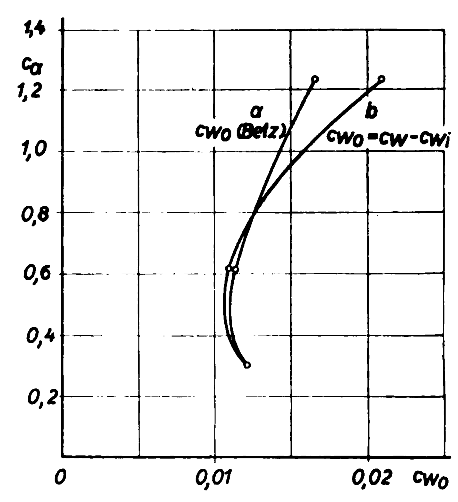


Abb. 11. Vergleich der Ergebnisse mit Impulsmessung (*a*) und Kraftmessung (*b*) am A 20-Modell-Flügel.

Es wird gezeigt, daß das Betzsche Verfahren für Modellmessungen recht gut brauchbar und verhältnismäßig einfach durchführbar ist. Außerdem hat es den Vorteil größerer Genauigkeit.

IV. Versuche am fliegenden Flugzeug.

1. Flugzeug und Motor.

Hersteller: Junkers-Flugzeugwerke A.-G., Dessau.
Flugzeugart: Ganzmetall-Kurierflugzeug Typ A 20-Land; D 708. (Abb. 12.)
Anordnung und Zahl der Tragflächen: verspannungsloser, freitragender Eindecker (Tiefdecker) mit nach außen abnehmender Flächentiefe und Flächendicke.
Besatzung: 1 Führer, 1 Fluggast.
Luftschrauben: 1 Zugschraube (Achse oberhalb der Fläche) unmittelbarer Antrieb, 290 Durchm., 250 Steigung.
Hauptabmessungen: Spannweite 15,27 m, Gesamtlänge 8,3 m, Gesamthöhe 2,95 m.
Flächeninhalt und Gewichte:

Tragende Fläche	30,5	m²
Leergewicht	960	kg
Zuladung	540	kg
Motor: BMW IV	240	PS
Vollgewicht	1500	kg
Flächenbelastung $\frac{G}{F}$	49	kg/m²
Leistungsbelastung $\frac{G}{N}$	6,5	kg/PS

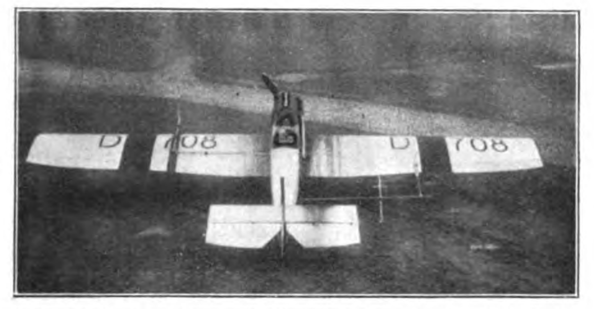


Abb. 12. Junkers-Ganzmetall-Kurierflugzeug, Typ A 20, D 708.

2. Versuchseinrichtung.

So einfach der Aufbau der Einrichtung im Windkanal war, um so größere Schwierigkeiten mußten beim Einbau in das Flugzeug überstanden werden. Die konstruktive Lösung des Aufbaues am Flügel war dadurch erschwert, daß der Flügel nicht verletzt, die Strömung um den Flügel nicht geändert und schließlich auch die Flugeigenschaften der Maschine nicht zu sehr verschlechtert werden durften. Eine weitere Schwierigkeit zeigte sich nach erfolgtem Einbau in der Beherrschung der Schwingungen an der Versuchseinrichtung.

Die Versuchseinrichtung wurde vom Verfasser entworfen, wobei ihn die Junkers-Forschungsanstalt und die DVL in hervorragender Weise berieten. Die Ausführung der Einrichtung erfolgte in den Werkstätten der DVL in der denkbar kürzesten Zeit.

a) Der Einbau vor dem Flügel.

Die Staugeräte vor dem Flügel müssen in ungestörter Strömung liegen[1]). Hier lagen bei der DVL von dem vorjährigen Lilienthalwettbewerb Erfahrungen vor. Der Einbau wurde von der Physikalischen Abteilung der DVL nach den gemachten Erfahrungen vorgenommen. Vor dem Flügel war ein Prandtl-, ein Brabbée-Staugerät und eine DVL-Düse zu befestigen. Der Knotenpunkt dieser drei Geräte wurde stromlinienförmig verkleidet. Von diesem Punkt führten Rohrleitungen in das Rumpfinnere zu einem Meßbrett. Die konstruktive Durchbildung ist aus Abb. 13 und 14 ersichtlich. Zu Abb. 14 ist zu ergänzen, daß der verkleidete Knotenpunkt erst nach der Aufnahme noch einmal nach vorne und hinten verspannt werden mußte.

Um die Strömung um den Flügel nicht zu beeinflussen, wurde der Staugeräteeinbau an den linken Flügel verlegt, während die Hauptversuchseinrichtung hinter dem rechten Flügel angebracht wurde. Der Einbau saß ferner so weit außen, daß die Messung nicht vom Schraubenstrahl gestört werden konnte. Die Messungen von q_∞ wurden mit dem vorderen Staurohr ausgeführt, dessen Anzeige einen aus Geschwindigkeitsflügen errechneten Korrekturfaktor erhielt. Der Ansatz $p_{g_0} = q_0 = q_\infty$, entsprechend dem Vorgang bei den Kanalstrommessungen, ist dadurch zulässig geworden, daß das vordere Staurohr mit Hilfe des Eichfaktors den Staudruck der ungestörten Strömung angibt, und daß der statische Druck der ungestörten Strömung durch die Sonde gemessen wurde. Allerdings ändert sich dieser Korrekturfaktor mit der Zirkulation. Doch dürfte dieser Einfluß hier belanglos sein, da der Geschwindigkeitsbereich derMessungen nicht sehr groß ist (1:1,33).

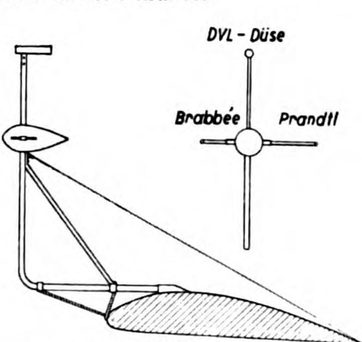


Abb. 13. Anordnung der Staurohre vor dem linken Flügel bei Junkers A 20.



Abb. 14. Versuchseinbau vor dem linken Flügel.

Die DVL-Düse betätigte einen Dreifachschreiber, dessen Auswertungen zu diesen Messungen jedoch nicht benötigt wurden.

b) Der Einbau hinter dem Flügel.

An einem in etwa einem Meter hinter dem rechten Flügel parallel zur Hinterkante laufenden Stahlrohr wurde eine T-Stahlschiene befestigt. Auf dieser Schiene lief ein Füh-

[1]) Ahlborn, Orte für die Meßgeräte an Flugzeugen. ZFM 1925 Heft 1.

rungsschlitten, die zwei Staugeräte, ein Prandtl- und eine Brabbée-Staurohr trug. Der Führungsschlitten konnte durch Seilzug vom Beobachtersitz auf und abbewegt werden. Am Schlitten war ein Zeiger befestigt, der auf einer feststehenden cm-Teilung, die vom Beobachtersitz aus genau abgelesen werden konnte, auf und ablief. Die T-Schiene war mit den Staugeräten kippbar gemacht, und konnte nach dem Start vom Beobachter aufrecht gestellt werden. Vor der Landung mußte sie wieder in die horizontale Lage gekippt werden, um nicht am Boden anzustoßen. An dem Verspannungsbock war ein großes, ebenfalls vom Sitz aus ablesbares Thermometer, angebracht. Weitere Einzelheiten sowie die Verspannung der Einrichtung sind aus der Skizze in Abb. 15 und in Abb. 16 und 17 zu entnehmen. Die Befestigung des Einbaues an der Flügelhinterkante erfolgt durch ein größeres Aluminiumgußstück.

Trotz der schwierigeren Erstellung dieser Einrichtung wurde von dem ursprünglichen Gedanken, nicht ein bewegliches Staugerät, sondern mehrere Düsen übereinander fest einzubauen, abgegangen, da die Frage der gegenseitigen Störung der Düsen noch zu wenig geklärt war.

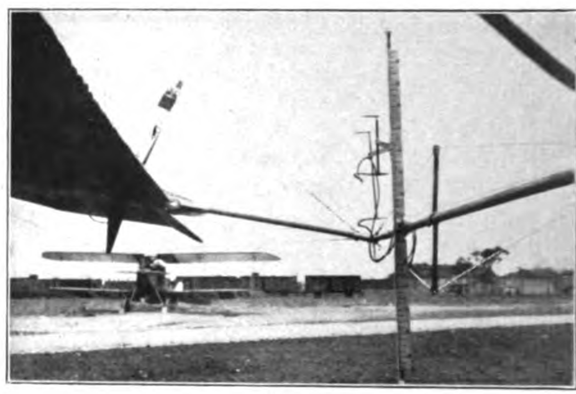


Abb. 17.

Druckmeßgerät von Wieselsberger, das mir von Betz in liebenswürdigster Weise zur Verfügung gestellt wurde, zu verwenden. Die Zeigerwege waren aber auch hier zu klein, und die Meßgenauigkeit wäre erheblich verschlechtert worden.

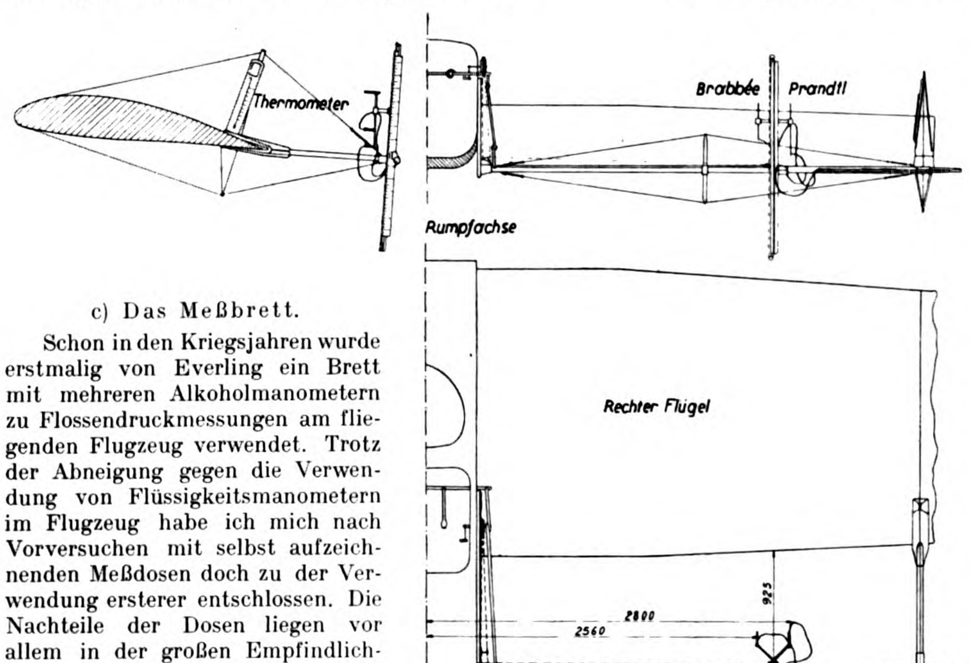


Abb. 15. Anordnung der Staugeräte hinter dem rechten Flügel.

c) Das Meßbrett.

Schon in den Kriegsjahren wurde erstmalig von Everling ein Brett mit mehreren Alkoholmanometern zu Flossendruckmessungen am fliegenden Flugzeug verwendet. Trotz der Abneigung gegen die Verwendung von Flüssigkeitsmanometern im Flugzeug habe ich mich nach Vorversuchen mit selbst aufzeichnenden Meßdosen doch zu der Verwendung ersterer entschlossen. Die Nachteile der Dosen liegen vor allem in der großen Empfindlichkeit gegen Temperaturwechsel. Da in diesem Falle nur ganz kleine Druckunterschiede gemessen wurden, waren die Dosen zu unempfindlich und Trägheitswirkungen der Zeiger spielten bei diesen Aufzeichnungen eine erhebliche Rolle. Ich habe vergeblich versucht, das bei den Pröllschen Auftriebsmessungen am fliegenden Flugzeug gut bewährte, selbst aufzeichnende

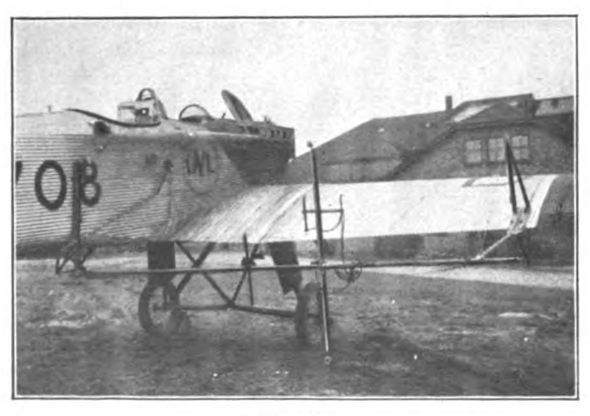


Abb. 16.

Mit den Flüssigkeits-U-Röhren habe ich sehr gute Erfahrungen gemacht. Bei Messungen an unbeschleunigten Flugzeugen (vorliegende Versuche konnten nur bei ruhigem Wetter geflogen werden) sind sie sehr gut verwendbar. Nötig ist, zuerst im Fluge verschiedene Rohrdurchmesser auszuprobieren. Eine Dämpfung der schwingenden Flüssigkeitssäule war nicht erforderlich. Für diese Versuche wurden fünf U-Röhren von 6 mm Durchm. benötigt. Als Flüssigkeit wurde rot gefärbter Alkohol verwendet. Der Rohrleitungsplan ist in Skizze (Abb. 18) ersichtlich.

Manometer 1 war für den Fall vorgesehen, daß ein Glasrohr infolge der Erschütterungen bei Start und Landung zerbrach. Es konnte auch im Fluge in jeden Leitungskreis eingeschaltet werden.

Manometer 2 zeigte den Staudruck vor dem Flügel

$$q_0 = \frac{1}{k_1} \cdot q_\infty \text{ an.}$$

Manometer 3 ergab die für das Ergebnis wichtigste Größe die Gesamtdruckdifferenz $(p_{g_0} - p_{g_1})$.

Manometer 4 diente zur Kontrolle des Einbaues vor dem Flügel. Es war der statische Druck vor dem Flügel in Beziehung gesetzt zu dem statischen Druck der ungestörten Strömung, den die Sonde anzeigte. Wäre der Einbau vor dem Flügel fehlerfrei gewesen, d. h. wäre dieser vordere Meßpunkt in der ungestörten Strömung gelegen, so durfte kein Ausschlag am Manometer erscheinen. Tatsächlich wurden aber hier Druckdifferenzen beobachtet, die aber zahlenmäßig bei den Ausrechnungen nicht berücksichtigt wurden, da an deren Stelle bereits der Korrektionsfaktor eingeführt war.

Manometer 5: Der statische Druck der ungestörten Strömung wird an der statischen Sonde entnommen und in Beziehung gesetzt zu dem statischen Druck hinter dem Flügel p_{st_1}.

Auf dem Meßbrett war ferner ein an einer Feder hängendes Gewicht befestigt, dessen Ruhelage durch einen Zeiger gekennzeichnet wurde. Wurden Vertikalbeschleunigungen durch Verschiebung des Zeigers auf dem Bilde angezeigt, so war die Ablesung der Flüssigkeitssäulen in diesem Augen-

blick nicht brauchbar. Die Feststellung des Größenwertes der Beschleunigung war nicht erforderlich. Weiter befand sich auf dem Brett ein Flüssigkeitslängs- und

lesung auf mm war durchaus möglich. Bei einigen Versuchen können Ablesefehler höchstens dadurch entstanden sein, daß das Glas durch die zurückfließende Flüssigkeit benetzt wurde und dies zu einer Verschleierung des Alkohol-

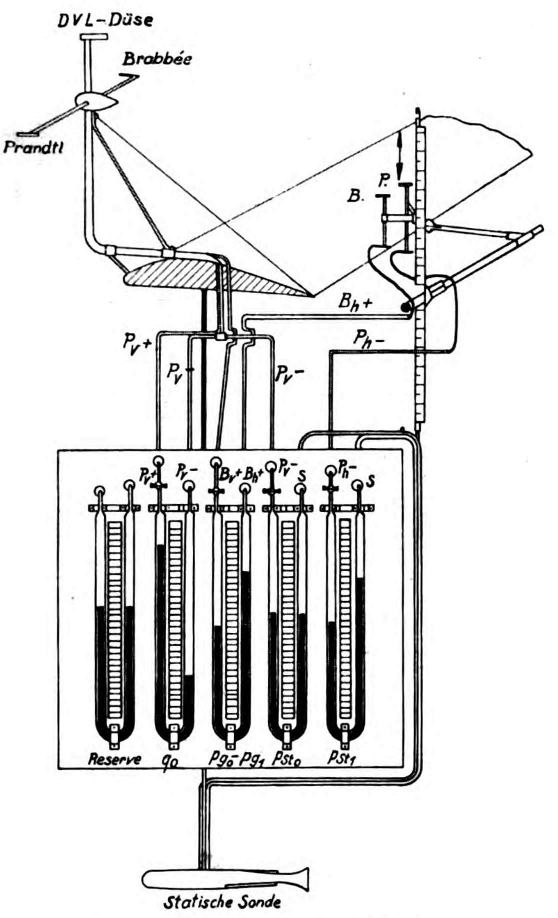


Abb. 18. Rohrleitungsplan und Meßbrett.

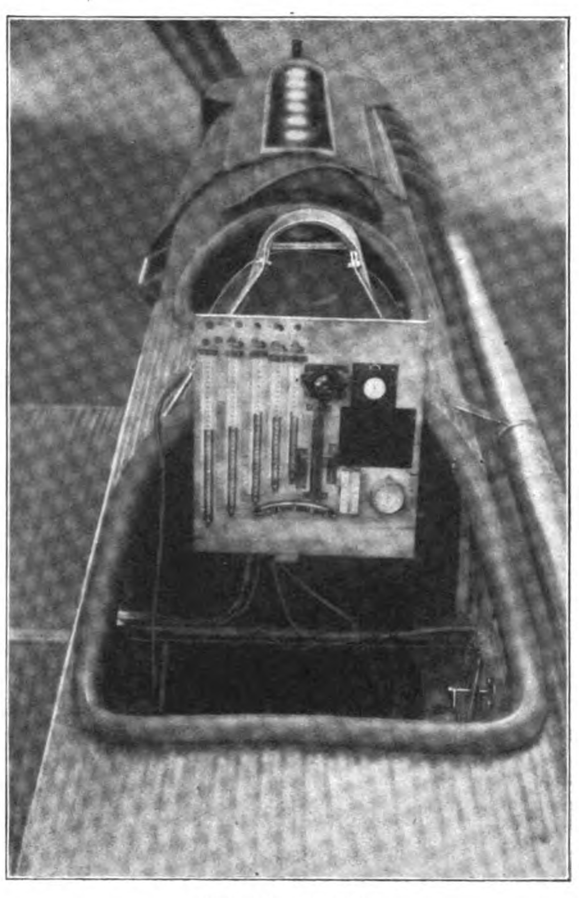


Abb. 19. Meßbrett.

Querneigungsmesser. Eine Stoppuhr auf dem Brett gab den Zeitpunkt der Messung, und auf ein schwarzes Feld am Brett wurde jeweilig mit Kreide die augenblickliche Stellung des Zeigers der Staugeräte an der Teilung geschrieben.

Hinter dem Beobachtersitz war ein Filmapparat eingebaut, der vom Sitzinnern aus gekurbelt werden konnte. Die Messung erfolgte derart, daß die Staugeräte in eine bestimmte Höhenlage gebracht wurden, diese Lage auf das schwarze Brett mit der Versuchsnummer und dem Versuchstag geschrieben wurde und dann durch mehrmaliges Drehen an der Filmkurbel etwa 20 Bilder von diesem Meßpunkt aufgenommen wurden. Der Flugzeugführer wurde mit Hilfe eines Spiegels vor jeder Filmaufnahme verständigt, der Beobachter mußte sich in die Maschine legen, und die Aufgabe des Führers war es, während einer Aufnahme den Staudruck auf einem vorher verabredeten Wert möglichst konstant zu halten.

Eine Aufnahme des in das Flugzeug eingebauten Meßbrettes wird in Abb. 19, ein kleiner Ausschnitt aus dem aufgenommenen Film in Abb. 20 gezeigt.

Auf den Abzügen des Films ist es nicht möglich einen Teilstrich zu erkennen. Doch ist der Originalfilm wesentlich schärfer, und eine genaue Eichung des Mikroskops und Ab-

spiegels in manchen Fällen führte. Immerhin ist es denkbar, daß die dabei entstehenden Fehler nach beiden Seiten gleichmäßig streuen. Da ferner das Endergebnis durch

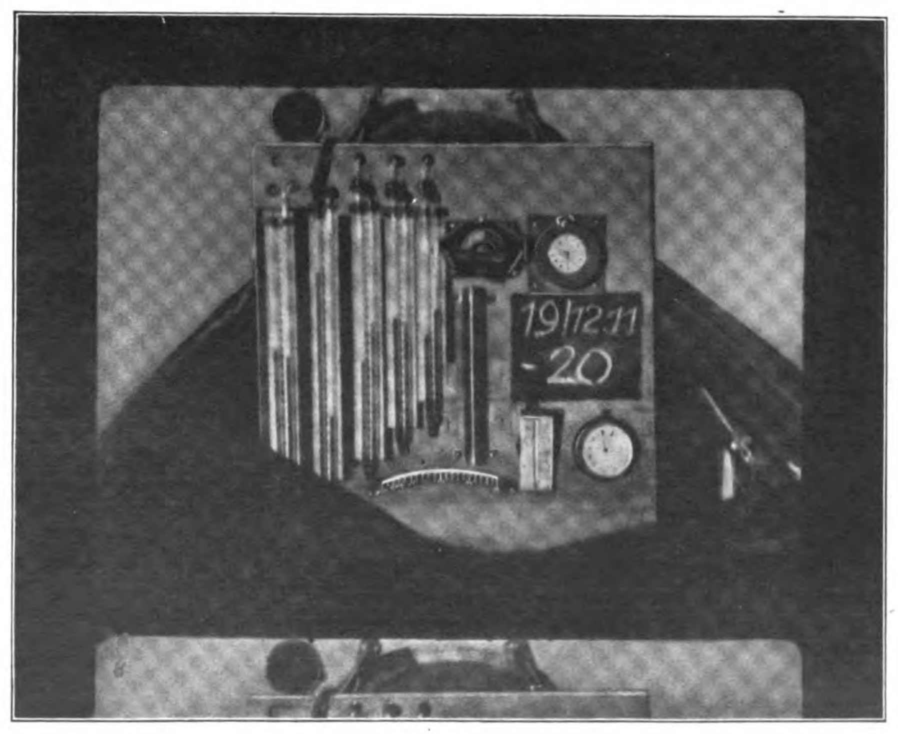


Abb. 20.

graphische Interpolation über einer Reihe von einzelnen Druckmessungen erhalten wird, so können sich die Ablesefehler weitgehend ausgleichen. Die Entnahme der Meßgrößen, d. h. der Flüssigkeitshöhen, erfolgte aus dem Originalfilm mit Hilfe eines auf die hinter jedem Manometer befindlichen mm-Teilung geeichten Meßmikroskops mit Okularskala.

3. Meßinstrumente und Eichung.

A. Meßinstrumente.

a) Staugeräte.

Da am fliegenden Flugzeug die Anblaserichtung nie stets genau mit der Düsenachse zusammenfallen wird, ist die Hauptbedingung für ein Staurohr, daß es ziemlich unempfindlich gegen Richtungsänderung ist. Dies trifft bei dem Brabbéeschen Staugerät am besten zu. Der Gesamtdruck wird bei einer Neigung von + 20 bis — 20° fast fehlerlos aufgezeichnet, wie aus Abb. 21 und 22 hervorgeht[1]).

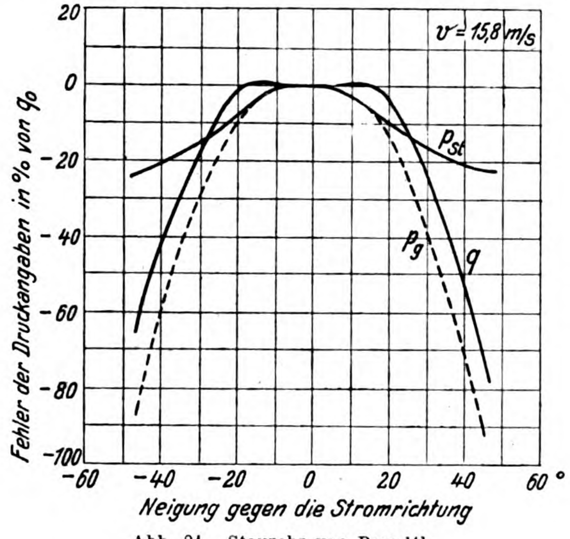


Abb. 21. Staurohr von Prandtl.

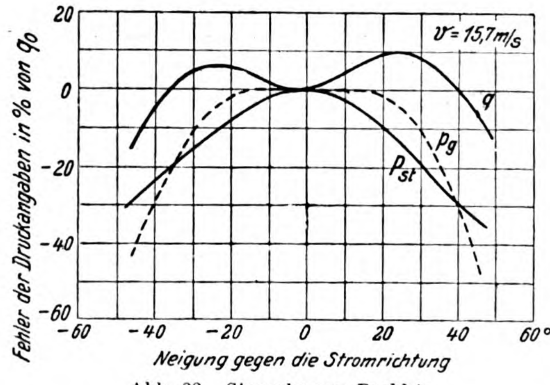


Abb. 22. Staurohr von Brabbée.

Diese beiden Schaubilder zeigen aber gleichfalls, daß zur Messung von Staudrücken und statischen Drücken das Brabbéesche Rohr ungeeignet ist. Hier verhält sich das Prandtlsche Rohr günstiger. Aus diesen Gründen wurden sowohl vor und hinter dem Flügel je ein Brabbée- und ein Prandtl-Staurohr eingebaut.

Die DVL-Düsen konnten nicht verwendet werden, da sie für die vorstehenden Messungen zu großes Übersetzungsverhältnis haben ($q' \cong 12 \cdot q$).

b) Statische Sonde:

Der Bezugs-Nullpunkt für den statischen Druck hinter dem Flügel wurde durch eine Sonde, wie sie bereits bei Luftschiffmessungen verwendet wurde, ermittelt. Die Sonde wurde nach dem Start an einem etwa 10 m langen Gummischlauch heruntergelassen. Das Gerät ist stromlinienförmig ausgebildet und dreht sich selbsttätig in die Windrichtung. Einzelheiten über dieses Gerät sind in der ZFM veröffentlicht[1]). Die Stellung der statischen Sonde während des Fluges ist in Abb. 23 zu ersehen.



Abb. 23.

c) Höhenschreiber Goerz Nr. 19582.

Zu allen Versuchsflügen wurde der Höhenschreiber mitgenommen. Die Barogramme wurden zur Berechnung der Luftdichten nach dem bekannten Verfahren verwendet.

d) Thermometer.

Zur Verwendung kam ein normales, größeres Flüssigkeitsthermometer, das außen auf dem Flügel stehend befestigt war. Die Ablesungen wurden vom Beobachtersitz aus vorgenommen und während des Fluges aufgeschrieben. Ergänzt wurden die beobachteten Größen mit den Staakener Aufzeichnungen des Wetterdienstes.

B. Eichung.

a) Staugeräte: Die Eichung erfolgte bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten im großen Göttinger Kanal.

1. Brabbéerohr I und II ergaben den mittleren Berichtigungsfaktor:

$$\frac{p_{ges}}{q} = 0{,}99$$

2. Prandtlrohr I und II ergaben in gleicher Weise den Eichfaktor:

$$\frac{q}{q_{eff}} = 0{,}99.$$

b) Staudruck-Flüssigkeitsmanometer durch Geschwindigkeitsmessung.

Nach dem bekannten Verfahren wurden drei Dreieckflüge mit D 708 ausgeführt.

1. Geschwindigkeitsflug Nr. 13 am 9. November 1925.

Bei der Auswertung des Flugs ergab sich:

$$v = 39{,}5 \text{ m/s}.$$

$b_0 = 736{,}7$ mm Hg, $t_0 = 7^0$ C.

Aus Barogramm. . . . . $b = 715$ mm Hg.

» Temperaturkurve . . . . . $t = 5{,}5^0$ C.

Nach den Landolt-Börnstein-Tabellen folgt die Luftdichte:

$$\varrho = \frac{\gamma}{g} = \frac{1{,}192}{9{,}81} = 0{,}1216 \;\frac{\text{kg s}^2}{\text{m}^4}$$

der Staudruck ist:

$$q = \frac{\varrho}{2} \cdot v^2 = \frac{0{,}1216}{2} \cdot 39{,}5^2 = 95 \text{ kg/m}^2.$$

Anzeige des Staugerätes: $h = 120$ mm Alkohol.

Für s (Alkohol) $= 0{,}81$ ist $q'' = 97$ kg/m².

[1]) Messung strömender Luft mittels Staugeräten von Kumbruch, V.d.I., Forschungsheft 1921.

[1]) Koppe, Messungen an Luftfahrzeugen. ZFM, Jahrbuch 1924.

Unter Berücksichtigung der Eichwerte des Prandtlrohres B I ($\psi_1 = 0{,}99$) ist:

$$q' = \frac{97}{0{,}99} = 98\ \mathrm{kg/m^2}.$$

Als Einbaufaktor ergibt sich hieraus:

$$\varphi_1 = \frac{q}{q'} = \frac{95}{98} = 0{,}97.$$

2. Geschwindigkeitsflug Nr. 18 am 11. November 1925:

$$v = 45{,}0\ \mathrm{m/s}$$

$$b_0 = 765{,}8\ \mathrm{mm}; \qquad t_0 = +10^0\ \mathrm{C}$$

$$b = 715\ \mathrm{mm}; \qquad t = -0{,}5^0\ \mathrm{C}$$

$$\varrho = \frac{\gamma}{g} = \frac{1{,}219}{9{,}81} = 0{,}1243\ \frac{\mathrm{kg\,s^2}}{\mathrm{m^4}}$$

$$q = \frac{\varrho}{2}\cdot v^2 = \frac{0{,}1243}{2}\cdot 45^2 = 126\ \mathrm{kg/m^2}.$$

Staugerät:

$h = 160$ mm Alkohol ($s = 0{,}81$)

$q'' = 130\ \mathrm{kg/m^2}$.

Düse B I:

$$\psi_1 = 0{,}99$$

$$q' = \frac{130}{0{,}99} = 131\ \mathrm{kg/m^2}$$

Einbaufaktor:

$$\varphi_1 = \frac{q}{q'} = \frac{126}{131} = 0{,}96.$$

3. Geschwindigkeitsflug Nr. 20 am 12. November 1925:

$$v = 42{,}0\ \mathrm{m/s}$$

$$b_0 = 769{,}7\ \mathrm{mm}, \qquad t_0 = +5^0\ \mathrm{C}$$

$$b = 710\ \mathrm{mm} \qquad t = -1{,}9^0\ \mathrm{C}.$$

$$\varrho = \frac{\gamma}{g} = \frac{1{,}216}{9{,}81} = 0{,}1240\ \frac{\mathrm{kg\,s^2}}{\mathrm{m^4}}$$

$$q = \frac{\varrho}{2}\cdot v^2 = \frac{0{,}1240}{2}\cdot 42^2 = 110\ \mathrm{kg/m^2}.$$

Düse B I:

$\psi_1 = 0{,}99$:

$h = 140$ mm Alkohol ($s = 0{,}81$)

$q'' = 113\ \mathrm{kg/m^2}$

$$q' = \frac{113}{0{,}99} = 114\ \mathrm{kg/m^2}.$$

Einbaufaktor: $\varphi_1 = \frac{q}{q'} = \frac{110}{114} = 0{,}97.$

Im Mittel wird für den Einbaufaktor 0,97 genommen.

Der Faktor k_1, mit dem demnach alle vor dem Flügel gemessenen Staudrücke (Alkoholsäule) vervielfacht werden müssen, ist daher:

$$k_1 = \frac{\varphi_1 \cdot s}{\psi_1} = \frac{0{,}97\cdot 0{,}81}{0{,}99} = 0{,}795.$$ (Zahlentafel 3, Spalte 7).

Hierin ist:

φ_1 = Einbaufaktor,
ψ_1 = Eichfaktor des Prandtl-Staurohrs,
s = spez. Gewicht des Alkohols.

Die Differenz der Gesamtdrücke ($p_{g_0} - p_{g_1}$) wird ohne weiteres richtig angezeigt, da sich die Eichfaktoren der beiden Brabbéerohre bei der Differenzbildung herausheben. Der Meßwert braucht also zur Errechnung der Drücke in mm WS nur noch mit der Wichte des Alkohols ($s = 0{,}81$) vervielfacht zu werden.

Für den statischen Druck p_{st_1} hinter dem Flügel, der in Beziehung zu der statischen Sonde gebracht worden war, wurde in Anbetracht des geringen Einflusses dieses Wertes auf das Gesamtergebnis von der Bestimmung eines Berichtigungsfaktors abgesehen, welcher angesichts der Eichwerte des Prandtlrohrs auch nur eine sehr geringe Änderung bringen würde.

4. Profil-Widerstandsmessungen an einem Flügelquerschnitt bei verschiedenen Staudrücken.

Jede Versuchsreihe wurde bei möglichst konstantem Staudruck durchgeführt. Diese Bedingung stellte an den Führer große Anforderungen, da die A 20 in der Luft äußerst feinfühlig ist und auf die geringsten Steuerbewegungen reagiert. In der Kurve und bei Böen durfte nicht gemessen werden.

Die Meßgrößen waren genau die gleichen, wie bei der Kanalstrommessung. Lediglich die Veränderung der Luftdichte bei den verschiedenen Meßpunkten mußte berücksichtigt werden.

Nach etwa 25 Vorversuchsflügen wurden sechs auswertbare Hauptversuchsflüge ausgeführt und in sechs Tabellen zusammengestellt. Eine dieser Tabellen ist als Beispiel in Zahlentafel 3 dargestellt.

Aus den auf die gleiche Weise wie bei den Modellversuchen errechneten Meßwerten wurden hierauf die Kurven in Abbildung 24 eingezeichnet.

Berücksichtigt man die Schwierigkeiten bei Flugversuchen, die sicherlich weit größer sind als bei Messungen in einem feststehenden Laboratorium, so darf wohl gesagt werden, daß die sich ergebenden Messungen befriedigen

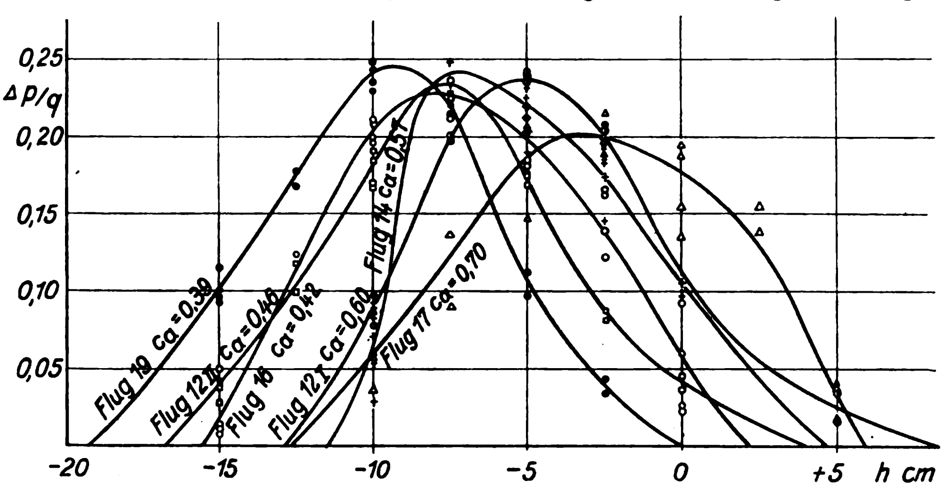


Abb. 24. Verhältnismäßiger Druckabfall hinter dem Flügel. Ergebnis der Flugmessungen.

Nicht unerwähnt soll aber bleiben, daß die Messung der statischen Drücke in der Luft ziemlich ungenau war, da die Sonde nicht in Ruhe blieb, sondern Schwingungen ausführte. Doch werden diese Ungenauigkeiten das Ergebnis nicht grundlegend verändern, da rechnerisch festgestellt ist, daß der Einfluß des zweiten Integrals sehr gering ist.

Die Nichtberücksichtigung der Längsneigung des Meßbrettes hat eine Messungenauigkeit zur Folge; es darf jedoch angenommen werden, daß bei den Flügen das Brett ungefähr senkrecht stand, so daß der Cosinus des Neigungswinkels nahezu = 1 war. Außerdem hebt sich der Einfluß dieser Vernachlässigung bei der Division von Δp mit dem Staudruck q_0 wieder heraus.

Alle Messungen wurden nur an einem Flügelquerschnitt durchgeführt, der in seinem Abstand von der Rumpfachse nahezu dem Querschnitt I am Modell entsprach. Die Entfernung des Querschnittes vom Rumpfmittel betrug 2680 mm. Die Tiefe des Flügels betrug an dieser Stelle $t = 2120$ mm. Dieser Schnitt wurde deshalb gewählt, da er sowohl vom Schraubenstrahl als auch von der Querruderwirkung möglichst verschont blieb. Der Einfluß des Luftschraubenstrahls auf die Größe des Profilwiderstandes dürfte daher sehr gering sein, da die Meßstelle immerhin 1,1 m vom Luftschraubenkreis seitlich abliegt.

Als Bezugs-Nullpunkt für die Verschiebungswege der Staugeräte wurde, wie bei den Modellmessungen, der Schnittpunkt der verlängerten Flügelsehne mit der Verschiebungsebene, die einen Abstand von 925 mm von der hinteren Flügelkante hatte, gewählt. Dieser Abstand ergab sich als zweckmäßig auf Grund der Modellmessungen. Das Fluggewicht wurde durch Wägung festgestellt. Die Maschine wurde vor jedem Flug voll getankt. Das Gesamtgewicht einschließlich Besatzung betrug in jedem Falle

$$G = 1445\ \mathrm{kg}.$$

Die entsprechenden Auftriebsbeiwerte wurden errechnet nach der Formel:

$$C_a = \frac{G}{F}\cdot\frac{100}{q_0}.$$

Zahlentafel 8.

19. 1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
Zeit	h	$\varrho = \frac{\gamma}{g}$	q_0'' mm Alkoholsäule	$p_{g_0}'' - p_{g_1}''$ mm Alkoholsäule	p_{st_1}'' mm Alkoholsäule	$q_0 = p_{g_0} = 0{,}795 \cdot q_0''$	$p_{g_0} - p_{g_1}$ 0,81 (..)	$p_{st_1} = 0{,}81 \cdot p_{st_1}''$	$q' = p_{g_0} - p_{st_1}$	$q_1 - (p_{g_0} - p_{st_1}) - (p_{g_0} - p_{g_1})$	$v' = \sqrt{\frac{2q'}{\varrho}}$	$v_1 = \sqrt{\frac{2q_1}{\varrho}}$	$v_0 = \sqrt{\frac{2q_0}{\varrho}}$	$v' - v_1$	$v' + v_1$	$2v_0 - (v' + v_1)$	$\frac{\varrho}{2}(v' - v_1)[2v_0 - (v' + v_1)]$	$\triangle p$	$\frac{\triangle p}{q_0}$
min	cm	$\frac{kg/s^2}{m^4}$				kg/m²	kg/m²	kg/m²	kg/m²	kg/m²	m/s	m/s	m/s	m/s	m/s	m/s	kg/m²	kg/m²	
3,5	+ 5	0,1245	160	0	12	127	0	9,7	117,2	117,3	43,5	43,5	45,2	0	87,0	3,4	0	0	0
	+ 5	0,1245	160	0	12	127	0	9,7	117,2	117,3	43,5	43,5	45,2	0	87,0	3,4	0	0	0
4,0	0	0,1230	160	0	30	127	0	24,2	102,6	102,8	41,0	41,0	45,5	0	82,0	9,0	0	0	0
	0	0,1230	160	0	30	127	0	24,2	102,6	102,8	41,0	41,0	45,5	0	82,0	9,0	0	0	0
4,5	— 2,5	0,1220	166	8	28	132	6,48	22,6	109,5	103,0	42,4	41,1	46,5	1,3	83,5	9,5	0,75	5,73	0,043
	— 2,5	0,1220	156	6	28	124	4,86	22,6	101,5	96,7	40,8	39,8	45,1	1,0	80,6	9,6	0,58	4,28	0,035
5,0	— 5	0,1212	170	24	24	135	19,4	19,4	115,4	96,2	43,7	39,8	47,3	3,9	83,5	11,1	2,64	16,76	0,124
	— 5	0,1212	172	22	26	137	17,8	21,0	115,8	98,2	43,8	40,2	47,5	3,6	84,0	11,0	2,41	15,39	0,112
5,5	— 7,5	0,1205	160	42	22	127	34,0	17,8	109,1	75,2	42,6	35,3	45,9	7,3	77,9	13,9	6,11	27,89	0,220
	— 7,5	0,1205	158	42	26	126	34,0	21,0	104,8	71,0	41,8	34,5	45,7	7,3	76,3	15,1	6,64	27,36	0,217
6,0	— 10	0,1197	172	50	24	137	40,5	19,4	117,4	77,1	44,4	35,8	47,9	8,6	80,2	15,6	8,03	32,47	0,237
	— 10	0,1197	170	52	24	135	42,1	19,4	115,4	73,5	44,0	35,0	47,5	9,0	79,0	16,0	8,60	33,50	0,248
6,5	— 12,5	0,1190	160	36	28	127	29,2	22,6	104,3	75,2	42,0	35,5	46,2	7,5	77,5	14,9	6,65	22,55	0,178
	— 12,5	0,1190	160	34	34	127	27,5	27,5	99,3	72,0	41,0	34,7	46,2	6,3	75,7	16,7	6,26	21,24	0,168
7,0	— 15	0,1182	180	24	40	143	19,4	32,4	110,5	91,2	43,4	39,3	49,2	3,1	82,7	15,7	2,88	16,52	0,116
	— 15	0,1182	160	18	28	127	14,6	22,6	104,3	89,8	42,1	38,9	46,4	3,2	81,0	11,8	2,23	12,37	0,097
7,5	— 20	0,1175	166	0	30	132	0	24,2	107,6	107,8	42,9	42,9	47,5	0	85,8	9,2	0	0	0
	— 20	0,1175	164	0	26	130	0	21,0	108,8	109,0	43,1	43,1	47,1	0	86,2	8,0	0	0	0
8,0	— 15	0,1170	174	20	32	138	16,2	25,9	112,0	95,9	43,9	40,5	48,6	3,4	84,4	12,8	2,54	13,66	0,099
	— 15	0,1170	176	16	22	140	12,9	17,8	122,1	109,3	45,8	43,2	48,9	2,6	89,0	8,8	1,34	11,56	0,083
8,5	— 10	0,1165	156	48	24	124	38,9	19,4	104,4	65,7	42,5	33,5	46,2	9,0	76,0	16,4	8,51	30,39	0,245
	— 10	0,1165	170	48	36	135	38,9	29,7	105,7	67,0	42,8	33,9	48,2	8,9	76,7	19,7	10,1	28,8	0,213
9,0	— 5	0,1160	160	20	22	127	16,2	17,8	109,1	93,0	43,5	40,0	46,8	3,5	83,5	10,1	2,05	14,15	0,111
	— 5	0,1160	162	18	28	129	14,6	22,6	106,3	91,8	43,0	39,8	47,2	3,2	82,8	11,6	2,15	12,45	0,097
9,5	0	0,1157	166	0	28	132	0	22,6	109,3	109,4	43,6	43,6	47,8	0	87,2	8,4	0	0	0
	0	0,1157	170	0	30	135	0	24,2	110,6	110,8	43,9	43,9	48,4	0	87,8	9,0	0	0	0
10,0	+ 5	0,1155	160	0	30	127	0	24,2	102,6	102,8	42,2	42,2	47,0	0	84,4	9,6	0	0	0
	+ 5	0,1155	164	0	28	130	0	22,6	107,3	107,4	43,2	43,2	47,5	0	85,4	8,0	0	0	0

Es darf noch einmal erwähnt werden, daß alle Meßwerte nicht durch Ablesung und Aufschreibung der Werte ermittelt, sondern im Film aufgezeichnet und mit Mikroskop genau abgelesen wurden.

V. Zusammenfassung.

Die aus den bei verschiedenen Staudrücken durchgeführten Flugversuchen sich ergebenden Profil-Widerstandsbeiwerte und die, unter Zugrundelegung eines konstanten Fluggewichtes und kleinem Steig- oder Gleitwinkel, berechneten Auftriebsbeiwerte sind in Abb. 25 zusammengetragen.

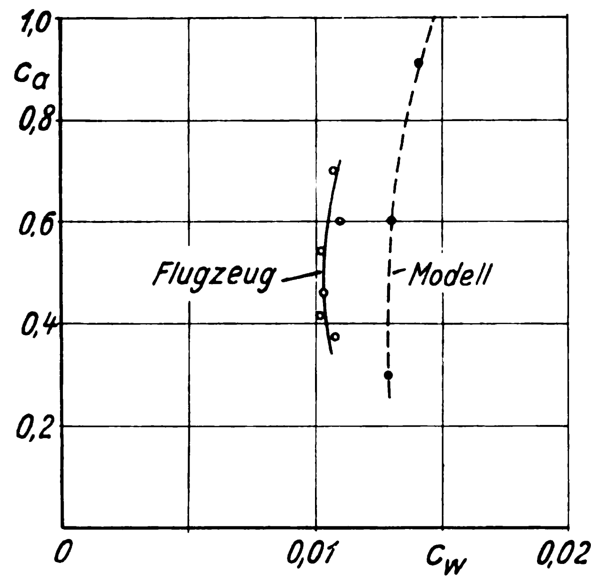


Abb. 25. Gegenüberstellung der Meßergebnisse für Stellung I der Staurohre.

Die Kurve zeigt das Endergebnis der Flugmessungen. Der Verlauf entspricht den bisher gemachten Erfahrungen am Modell. Zum Vergleich ist das Ergebnis der Messungen am Modell (Abb. 8) gestrichelt in dieses Diagramm eingetragen. Der Verlauf der beiden Kurven ist ähnlich. Nur sind sämtliche Profil-Widerstandsbeiwerte kleiner als die am Modell gemessenen. Das würde besagen, daß der Profilwiderstand bei größeren Reynoldschen Zahlen auch weiterhin abnimmt.

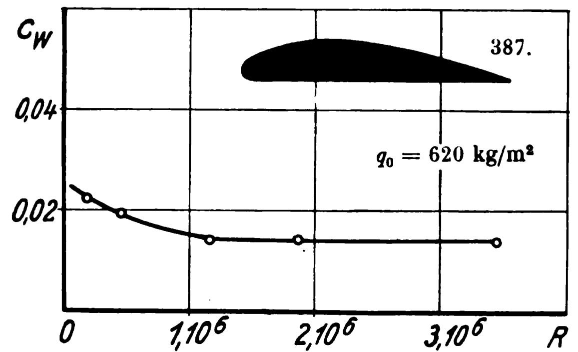


Abb. 26. Messung des Profils Göttingen 387 im Überdruckkanal (19,8 at).

Wie bereits angedeutet, wurden in Amerika Modellmessungen in einem unter 20 at Druck befindlichen Kanal vorgenommen, die Reynoldsche Zahlen bis $R = 3{,}5$ Mill. erreichten. Die Ergebnisse, die zwar nicht von einem Junkersprofil vorliegen (das Göttinger Profil Nr. 387 ist aber ebenfalls ein dickes Profil), zeigen, daß der Widerstand auch bei größeren Reynoldschen Zahlen, als die bei den Göttinger Messungen ($R = 1\,000\,000$) erreichten, weiterhin abnimmt[1]). Aus den amerikanischen Ergebnissen wurde nachstehende Abb. 26 übernommen. Die Kurve für den Verlauf des Widerstandes bei zunehmender Reynoldscher Zahl ist der in Göttingen gewonnenen (Abb. 6) ähnlich.

Die Versuche mußten, einerseits aus Zeitmangel, anderseits auf Grund von Schäden am Flugzeug infolge der hohen Beanspruchung durch die Versuchseinrichtung, vorübergehend eingestellt werden. Die bereits ausgeführten Versuche sind aber an der Zahl zu gering, um endgültige Ergebnisse zu formulieren. Von mir bei Beginn der Arbeit vorgesehene Versuche, die, unter Verwendung der beschriebenen Versuchseinrichtung, den Zweck verfolgten, den Einfluß der Rauhigkeit der Oberfläche auf den Profilwiderstand zu erforschen und Profil-Widerstandsmessungen hinter Querrudern durchzuführen, konnten von mir nicht mehr vorgenommen werden.

Literatur-Verzeichnis.

1. Aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen: Ergebnisse, I. und II. Lieferung, 1923.
2. Ahlborn, Orte für die Meßgeräte an Flugzeugen. ZFM 1925, Heft 1.
3. Bennewitz, Flugzeuginstrumente. Handbuch der Flugzeugkunde 1922.
4. Betz, Ein Verfahren zur direkten Ermittlung des Profilwiderstandes. ZFM 1925, Heft 3.
5. Bairstow, Applied Aerodynamics 1920.
6. Budig, Bericht über Versuche und Druckmessungen an Querrudern im Fluge. ZFM 1925, Heft 16.
7. Everling, Ikle und Sieber, Flossendruckmessungen. TB I, 6.
8. Everling und Zabel, Verhalten der Flugzeuge im Fluge. TB I, 6.
9. Fuchs und Hopf, Aerodynamik. Handbuch der Flugzeugkunde 1922.
10. Hoff, Versuche an Doppeldeckern zur Bestimmung ihrer Eigengeschwindigkeit und Flugwinkel. Luftfahrt und Wissenschaft 6. Heft.
11. Koppe, Messungen an Luftfahrzeugen. ZFM Berichte und Abhandlungen 1925, Heft 12.
12. Kröner, Versuche über Strömungen in stark erweiterten Kanälen. VdI Forschungsheft 1919.
13. Kumbruch, Messung strömender Luft mittels Staugeräten. VdI Forschungsheft 1921.
14. Lachmann, Der Leichtflugzeugbau 1925.
15. Landolt-Börnstein, Physikalisch-chemische Tabellen 1923.
16. Mises, Fluglehre.
17. National Advisory Committee for Aeronautics, United States, Reports and Technical Notes.
18. Pröll, Versuche am fliegenden Flugzeug. ZFM 1921.
19. Regeln für Leistungsversuche an Ventilatoren und Kompressoren. VdI 1925.
20. Riefler, Tabellen der Luftgewichte 1912.
21. Winkel, Stauröhren zur Messung des Druckes und der Geschwindigkeit im fließenden Wasser. VdI 1923, S. 568.

Abkürzungen:

ZFM = Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt.
VdI = Verein deutscher Ingenieure.
TB = Technische Berichte der Flugzeugmeisterei Adlershof.
N.A.C.A. = National Advisory Committee for Aeronantics.

[1]) N.A.C.A. Technical Note Nr. 219.

Der anschließende Vortrag von Dipl.-Ing. Martin Schrenk: „Der Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit auf Widerstand und Auftrieb eines dicken Flügelschnitts“ wird später in erweiterter Form veröffentlicht werden.

IX. Schwimmer und Flugbootskörper.

Vorgetragen von H. Herrmann.

Einleitung.

Seit 12 bis 14 Jahren werden Seeflugzeuge gebaut. Es wurden in dieser Zeit ungeheure Erfahrungen gesammelt, die in der Literatur zerstreut sind. Im vorliegenden wird versucht, sie gesichtet zusammenzustellen.

Zu Beginn des Seeflugzeugbaues betätigten sich ausschließlich Maschinenbauer und Flugtechniker mit dem Bau von Schwimmern und Flugbootskörpern. Ihre Flugzeuge waren wenig seefähig. In allen Ländern trat hierin ein rapider Wandel ein, sobald sich geschulte Schiffbauingenieure der Sache annahmen. Die Bedeutung dieser Tatsache sollte man bei Aufstellung von Lehrplänen für Luftfahrtingenieure beachten. Auch die Wahl von Hochschulen zu deren Ausbildung sollte nur solche mit Schiffbauabteilung treffen.

Nach dem Kriege hat sich der Bau von Seeflugzeugen auf Spezialfirmen beschränkt. Einmal geschieht dies wegen der dort vorhandenen technischen Erfahrungen, die anderen fehlen, anderseits auch wegen dem im Verhältnis zum Landflugzeugbau 3- bis 4 mal geringeren Absatzgebiet.

Zahlentafel 1.

Zahlenmäßige Darstellung der Marineflugzeuge ohne Schulflugzeuge 1925.

	Jagdflugzeuge	Bomben- und Torpedo-Flugzeuge	Beobachtungs-Flugzeuge	Flugboote	Zusammen	Zahl der Landflugzeuge	Verhältnis der Marineflugzeuge Landflugzeuge
England ohne Kolonien .	54	63	45	18	180	700	1/3,8
Frankreich .	12	84	24	12	132	1410	1/10,7
Italien . . .			176		176	1133	1/6,5
Rußland . .	30	30	120		180	630	1/3,5
Amerika . .	131	66	264		461	848	1/1,8
Japan . . .			200		200	270	1/1,4
					1339	4991	

Ein Staat kann auf zwei verschiedene Methoden gute Seeflugzeuge züchten. Die eine ist Stellung der Aufgabe in Form eines Auftrages oder Ausschreibung durch die Behörde und freie Hand für die Erbauer. Es entstehen dabei die verschiedensten Bauformen. Aber die vorhandenen Mittel konzentrieren sich nicht zu planmäßiger Entwicklung. Die Folge davon ist, eine Fülle unzulänglicher Bauarten.

Die andere Form ist Auftrag oder Ausschreibung durch die Behörde und starke Einschränkung der freien Hand der Erbauer. Es entstehen dabei wenige Typen, auf deren Entwicklung sich alle Mittel konzentrieren. Vollendete praktische Brauchbarkeit und Höchstmaß der Leistungen bei wirtschaftlicher Produktion sind die Kennzeichen einer solchen unfreien Entwicklung.

Der markanteste und erfolgreichste Vertreter der unfreien Entwicklung ist Amerika[1]). Ihm folgt England. Für das Gegenteil mag Frankreich genannt sein. Italien, Rußland und Japan halten sich etwas an den Mittelweg. Deutschland ist durch die Beschränktheit seiner Mittel leider auf dem Wege der freien Entwicklung. Deren Gefahren werden durch die planmäßigen Arbeitsmethoden seiner Industrie nur wenig gemildert.

Die der unfreien Entwicklungsmethode entgegengehaltenen Bedenken werden durch den durchschlagenden Erfolg Amerikas entkräftet. Sie hat im wesentlichen nur eine Vorbedingung, nämlich, daß das betreffende Volk den Höhepunkt seiner Entwicklung noch nicht überschritten hat. Ist das der Fall, so wird weder freie noch unfreie Entwicklung auf die Dauer Überlegenes schaffen.

[1]) Richardson, The Journal of the Society of Aeronautical Engineers, Nov. 1924, S. 412 und März 1925, S. 361.

Charakteristik und graphische Darstellung des Wasserwiderstandes.

Mit zunehmender Geschwindigkeit wächst der Wasserwiderstand eines normalen Seeflugzeuges zu einem Höchstwert, um dann wieder abzufallen und bei der Abfluggeschwindigkeit gleich Null zu werden. Er fällt mit dem Austauchen oder »Auf Stufe kommen« des Bootes oder Schwimmers wieder ab. Gleichzeitig wird durch Wasser-

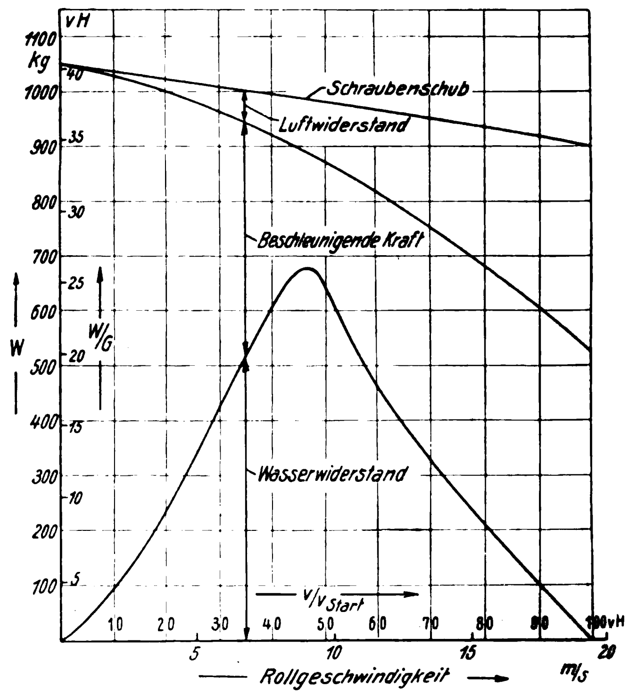


Abb. 1. Schaubild des Wasserwiderstandes[1]).

kräfte ein großer Anstellwinkel des ganzen Flugzeuges verursacht. Bei 40 vH der Abfluggeschwindigkeit tragen die Tragflächen nur 16 vH des Gewichtes.

Man kann auch den Wasserwiderstand abhängig vom Gesamtgewicht und abhängig der vom Wasser getragenen Last darstellen (Abb. 2). Ein Vergleichswert ist schon möglich, wenn man wie bei Abb. 1 den Widerstand in vH

[1]) Die numerische Berechnung aller Schaubilder wurde von Herrn Dipl.-Ing. Wertenson sachgemäß und gewissenhaft durchgeführt.

des Gesamtgewichts angibt. Er liegt dann meist zwischen 20 und 30 vH.

Aber wenn jetzt bei gleicher Abfluggeschwindigkeit das Boot stärker belastet ist, bekommt es sofort eine andere Widerstandskurve. Änderung der Abfluggeschwindigkeit oder von Belastung und Geschwindigkeit zugleich, was

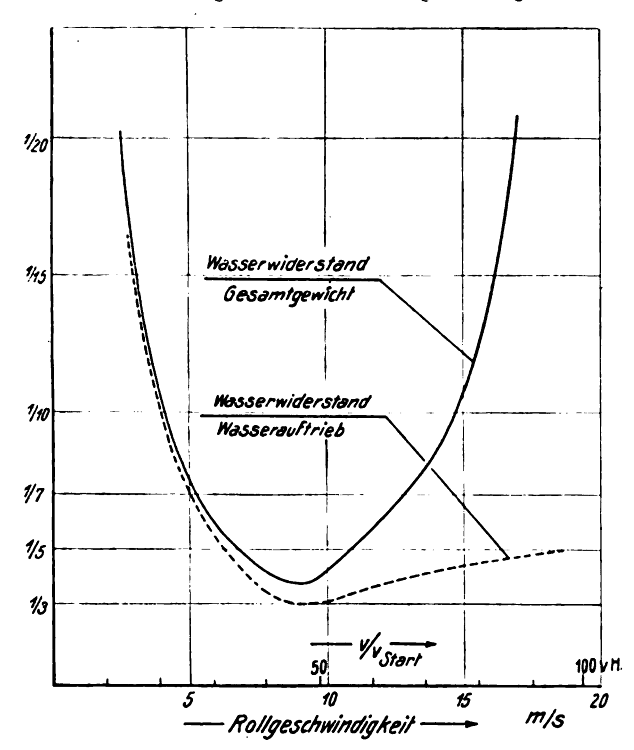


Abb. 2. Schaubild des Wasserwiderstandes. Zahlen aus Abb. 1 in anderer Abhängigkeit.

meist der Fall ist, verursachen das gleiche. Die Abbildungen 3, 4 und 5 geben ein Bild der Größe der Änderung. Die Zahlen beziehen sich auf ein Zweischwimmerpaar. Flugboote zeigen ganz ähnliche Verhältnisse.

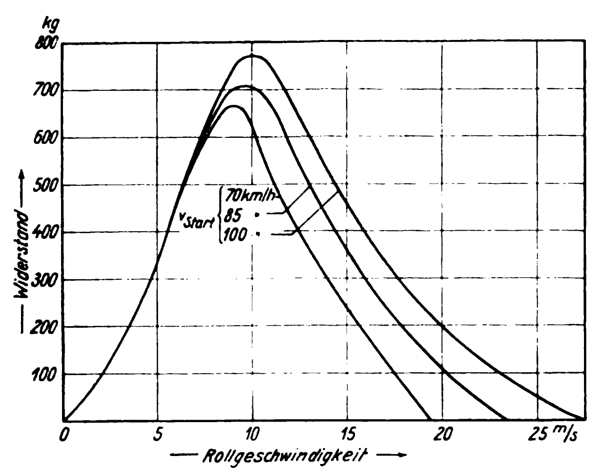


Abb. 3. Wasserwiderstand bei verschiedener Abfluggeschwindigkeit.

Wenn man Zweischwimmerpaare oder Flugboote unter- oder miteinander vergleichen will, sind die bisher angegebenen Darstellungsweisen unausreichend. G. Madelung hat hier einen brauchbaren Vorschlag gemacht. In Abb. 6 ist die Geschwindigkeit quadratisch dargestellt. Die schrägen Linien *a*, *b*, *c* und *d* geben das bei verschiedener Geschwindigkeit auf dem Wasser ruhende Gewicht an. Wir tragen jetzt den Wasserwiderstand als Bruchteil vom Gesamtgewicht in der Ruhelage auf diese Linien auf, verbinden die Punkte gleichen Widerstandes und erhalten dann die schwach gezeichnete Kurvenschar. Mit deren Hilfe kann ich für jede Belastung des Flugzeuges und für jede Abfluggeschwindigkeit die in Abb. 1 dargestellte Kurve des Wasserwiderstandes ablesen, nachdem die entsprechende Gerade eingezeichnet ist.

Die Darstellung gestattet klare Erkennung der Eigenschaften von einem Linienriß und bei sinngemäßer Wahl der Anfangsverdrängung, auf die ich meine Zahlen beziehe,

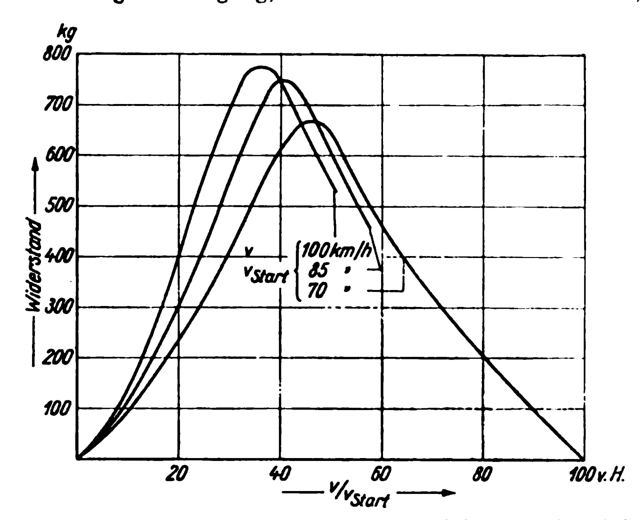


Abb. 4. Wasserwiderstand bei verschiedener Abfluggeschwindigkeit. Zahlen aus Abb. 3. Andere Abhängigkeit. Man sieht, wie mit Wachsen der Abfluggeschwindigkeit die kritische Geschwindigkeit verhältnismäßig früher auftritt.

einen guten Vergleich verschiedener Linienrisse. Es liegt auf der Hand, daß jeder Vergleich unmöglich ist, wenn man bei zwei verschiedenen Linienrissen die Bezugszahl willkürlich festsetzt. Man kann die Darstellung vollkommen dimensionslos machen, wenn man die Geschwindigkeit durch eine Länge teilt. Die Auffindung einer Länge, die überall so gut paßt, daß der Vergleich nicht gestört wird, ist aber sehr schwer.

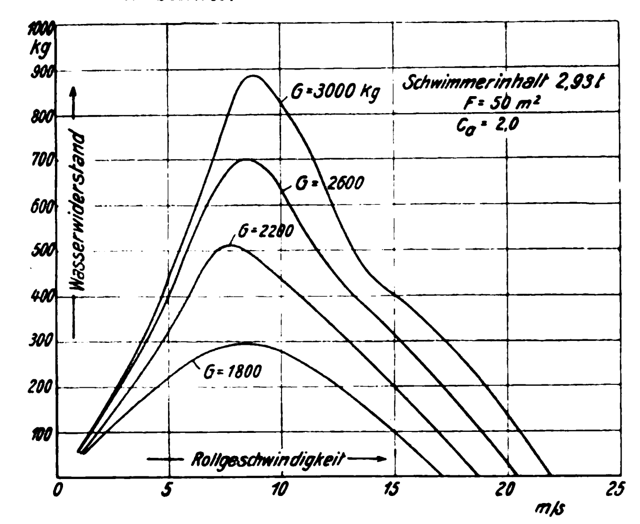


Abb. 5. Wasserwiderstand eines Zweischwimmerflugzeuges bei verschiedenem Gesamtgewicht. Überall gleiche Flächengröße zugrunde gelegt.

Bei Ein- und Zweischwimmerflugzeugen ist die Bezugszahl für den Widerstand gegeben durch den Gesamtinhalt des oder der Schwimmer. Er beträgt im Hinblick auf die Seetüchtigkeit meist das 1,8 bis 2,2 fache der Verdrängung in der Ruhelage. Abb. 7 zeigt für 2 t Gesamtinhalt den Wasserwiderstand eines Zweischwimmerpaares. Die Form des Schwimmers ersieht man aus Abb. 8.

Bei Flugbooten hat man auf dem gleichen Unterwasserschiff bald einen Kabinenrumpf, bald einen Militärrumpf. Dadurch ist der Gesamtinhalt des Bootes sehr verschieden. Auch belastet man oft ein und dieselbe Bootsform verschieden

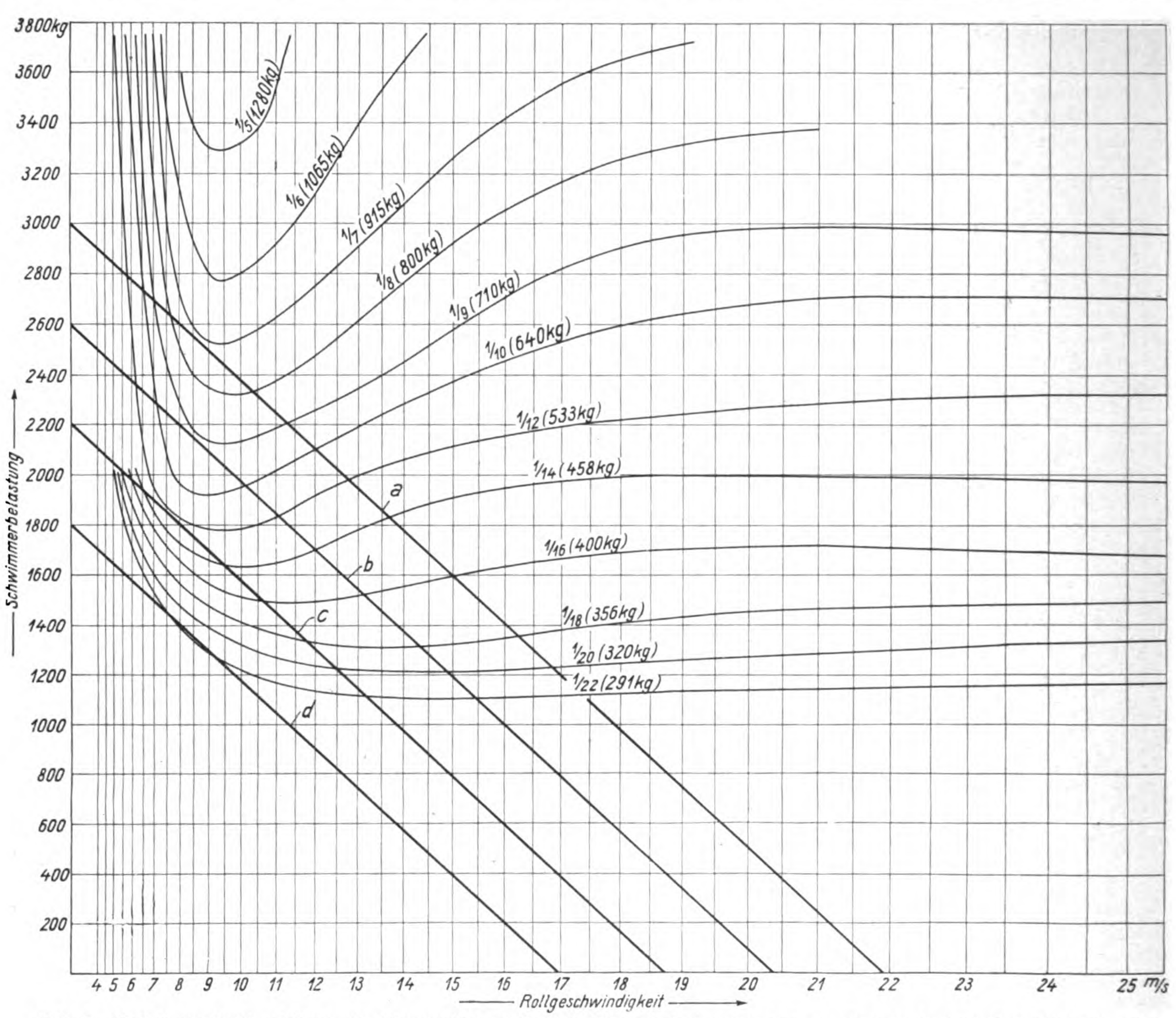


Abb. 6. Madelungsche Darstellung des Wasserwiderstandes für die Verhältnisse aus Abb. 5. Bezugszahl 6,4 t Gesamtinhalt. Man kann, wenn Schwimmer oder Boot in der ursprünglichen Form zu hohen Widerstand geben, die Unterwasserteile vergrößern und das Überwasserschiff verkleinern, muß aber die Bezugszahl sinngemäß auf den unveränderten Linienriß beziehen. Hier ist angenommen, daß der Schwimmer nach Abb. 8 auf 3,2 t vergrößert und danach durch Wegnahme eines parallelen Streifens am Deck durch Erniedrigung der Höhe auf 2,93 t Inhalt verkleinert ist. Die eingetauchten Teile bleiben unverändert, ergeben aber infolge größerer Breite niedrigeren Widerstand.

Gegenüberstellung des Schleppversuches und der Wirklichkeit.

Wirkliches Boot	Modell
1. Der Zug der Luftschraube überwindet Wasser- sowie Luftwiderstand, beschleunigt das Flugzeug und ruft ein kopflastiges Moment hervor.	Schub gleich Wasserwiderstand greift über dem Modell entsprechend der Höhe der Schraube an. Der zur Beschleunigung vorhandene Schub fehlt. Infolgedessen ganz unbedeutende Trimm- und Widerstandsänderung. Unterschied innerhalb der Meßgenauigkeit.
2. Der Wasserwiderstand hängt zum größten Teil ab von der Strömung unter dem Boot. Diese ändert sich langsam mit wachsender Geschwindigkeit.	Die Beschleunigung fehlt. Wenn diese vorhanden, läuft das Boot immer mit einem geringerer Geschwindigkeit zugeordnetem Strömungsbild. Unterschied im Wasserwiderstand innerhalb der Grenze der Meßgenauigkeit.
3. Ein Teil des Wasserwiderstandes ist durch dem Reynoldschen Gesetz unterliegende Reibung verursacht.	Wasserwiderstand wird infolge der Reibung am Modell zu hoch gemessen. Korrektur notwendig.
4. Bei niederer Geschwindigkeit sind die Ruder unwirksam. Bei hoher Geschwindigkeit kann der Führer den Laufwinkel einstellen.	Bei niedriger Geschwindigkeit schleppt man deshalb freitrimmend, und stellt man bei hoher Geschwindigkeit dann einen bestimmten Winkel ein, wenn der freitrimmend angenommene ungünstig ist.
5. Änderung des Auftriebes der Tragflächen infolge Trimmwechsels treten ein.	Nicht berücksichtigt, da Ausführung schwierig und auf das Resultat belanglos.

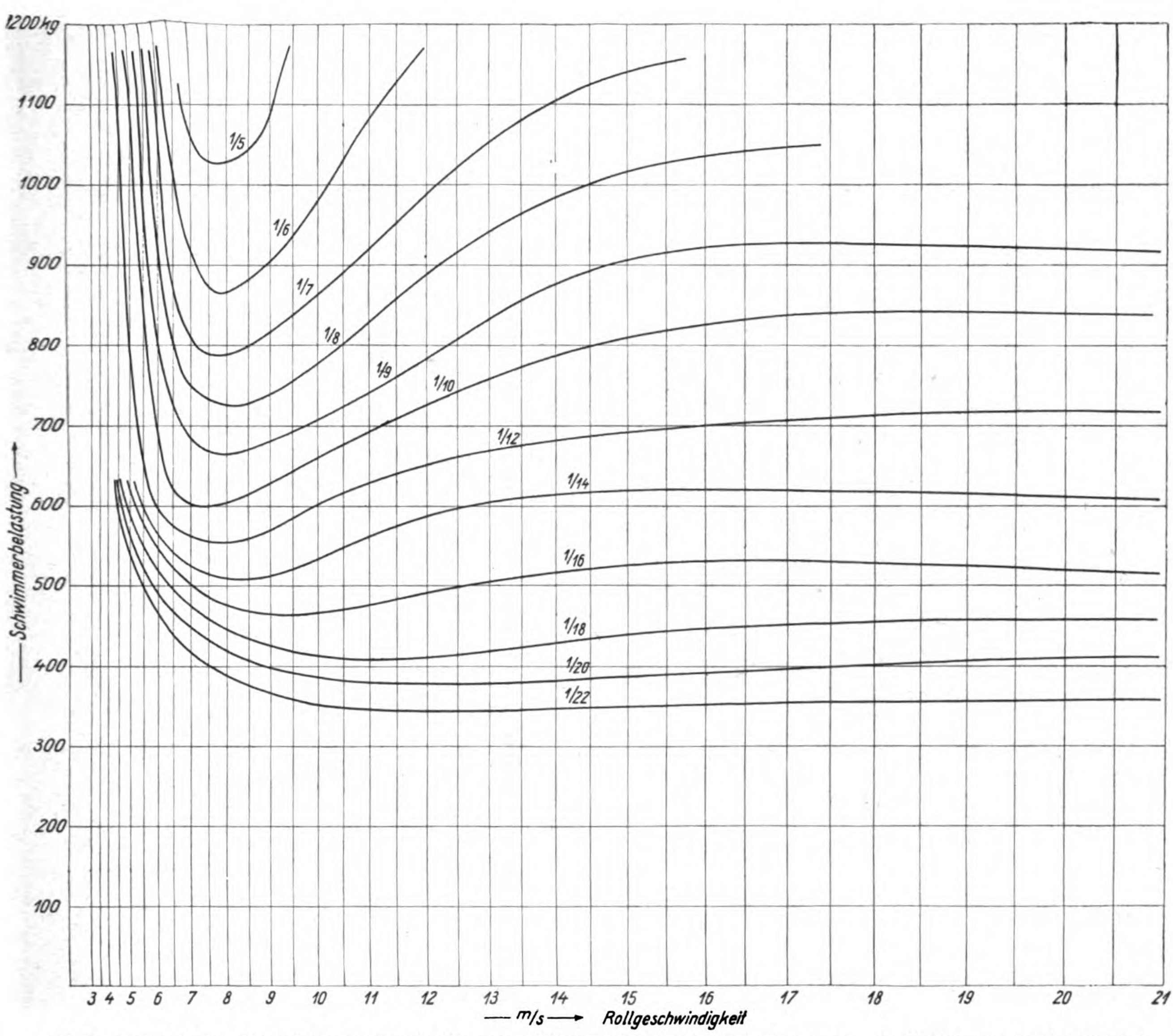


Abb. 7. Madelungsche Darstellung des Wasserwiderstandes für ein normales Zweischwimmerpaar. Der Widerstand ist als Bruchteil von 2 t angegeben.

hoch. Hier ist die Festlegung der Bezugszahl recht schwer und unterliegt noch genauer Überlegung.

Ähnlichkeitsgesetze und Modellversuchstechnik.

Die Ermittlung des Wasserwiderstandes geschieht durch einen Modellversuch in einer Schiffsbauversuchsanstalt. Die Übertragung des gewonnenen Ergebnisses auf die Ausführung erfolgt auf Grund des Frondeschen Ähnlichkeitsgesetzes.[1]) Zahlentafel 2 gibt seine Forderungen wieder.

Am Modell ist infolge der höheren Reibung die Spritzwasserbildung etwas größer, aber von der Ausführung nicht grundverschieden. Im ganzen genommen bildet das Resultat von Schleppversuchen eine vollkommen ausreichende Grundlage für den Entwurf von Seeflugzeugen. Eine andere Unterlage gibt es heute und auch in absehbarer Zeit nicht.

Früher schleppte man ein Modell mit verschiedener Abfluggeschwindigkeit sowie Belastung und zeichnete danach die entsprechenden Widerstandskurven ähnlich der Abb. 3 auf. Heute mißt man bei 3 bis 4 auf dem Wasser ruhenden

[1]) M. Weber, Die Grundlagen der Ähnlichkeitsmechanik und ihre Verwertung bei Modellversuchen, Jahrbuch der Schiffbautechnischen Gesellschaft 1919, S. 355.

Lasten den Widerstand abhängig der Geschwindigkeit und zeichnet danach die Madelungsche Darstellung.

Durch den recht unangenehmen Einfluß der Reibung[1]) [2]) ist man gezwungen, das Modell möglichst groß zu nehmen. Dadurch ist in Deutschland die Hamburgische Schiffbau-Versuchsanstalt[3]) (sie ist die größte der Welt) ihrer großen Abmessungen wegen der Preußischen Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau Charlottenburg im Vorteil.

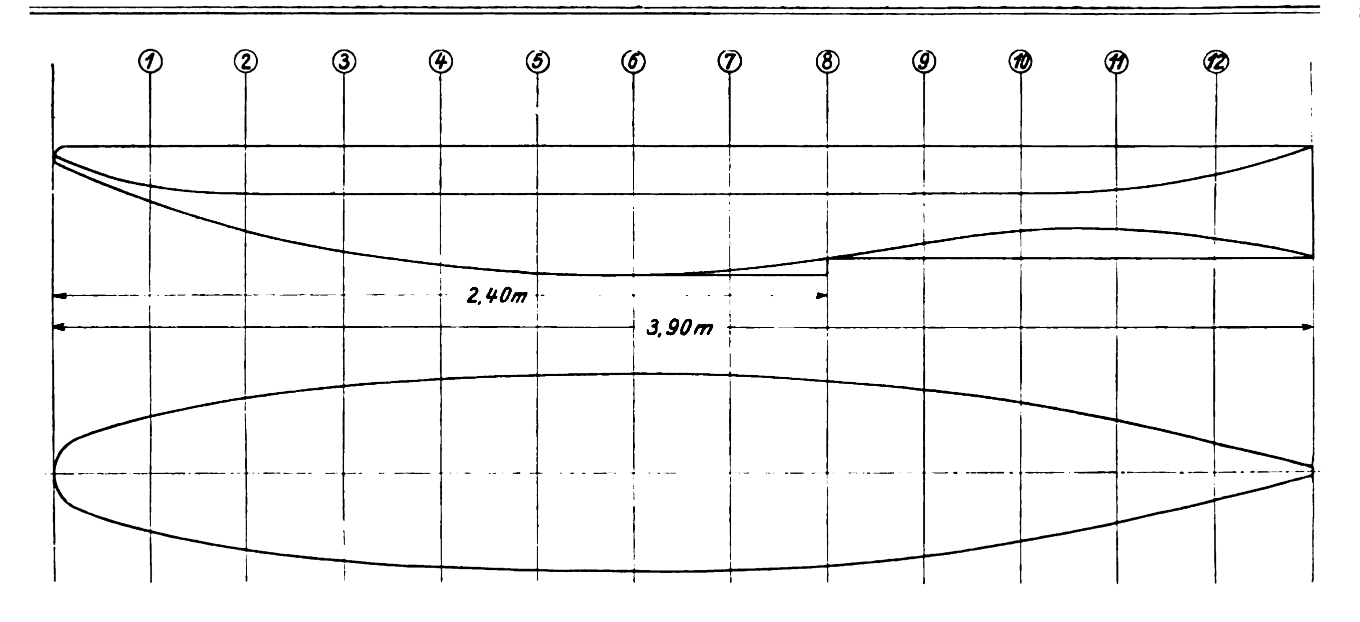
Die von Baker[4]) in England 1918 angestellten Vergleichsversuche dürften zu ungenau sein.

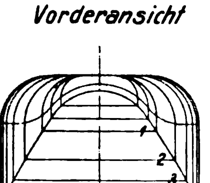
[1]) G. Kempf und H. Kloeß, Widerstand kurzer Flächen, Werft, Reederei, Hafen, 7. August 1925, S. 435 (gemeint ist Reibungswiderstand).

[2]) G. Kempf, Flächenwiderstand, Werft, Reederei, Hafen, 22. Okt. 1924, S. 521 (gemeint ist Reibungswiderstand).

[3]) M. Popp, Die Meßapparate und Methoden der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt, Werft, Reederei, Hafen, 7. und 22. Juni 1922, S. 335 und 367.

[4]) Baker, Experiments with full-sized Machines, First Series, Reports and Memoranda of the Advisory Committee for Aeronautics, Nr. 473, Sept. 1918.





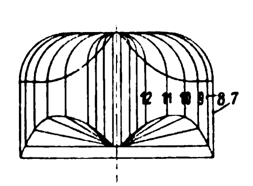


Abb. 8. Linienriß des Schwimmers, auf den sich die Wasserwiderstände aus Abb. 7 beziehen. Die Maße entsprechen einer Ausführung mit 0,54 t Inhalt je Schwimmer. Abmessungen bei 1 t Inhalt:

Länge über alles . . 4,79 m	Höhe über alles . . 0,49 m
Länge bis zur Stufe 2,94 m	Höhe der Stufe . . 0,064 m
Breite über alles . . 0,75 m	Schwimmerabstand 1,96 m

Vergrößerung des Schwimmerabstandes bringt praktisch keine Änderung des Widerstandes.

Zahlentafel 2. Das Frondesche Modellgesetz.

	Zeichen für		Maß-einheit	Über-tragungs-Maßstab	Ähnlichkeits-beziehung	Übertragung bei gegebenem λ
	Ausführung	Modell				
Länge	L	l	m	λ	$L = l \cdot \lambda$	$\lambda = \lambda$
Zeit	T	t	s	τ	$T = t \cdot \tau$	$\tau = \sqrt{\lambda}$
Kraft (Wasserwiderstand und Landestoß)	K	k	kg	$\varkappa$	$K = k \cdot \varkappa$	$\varkappa = \lambda^3$
Verdrängung	Vol	vol	m³	λ^3	$\mathrm{Vol} = \mathrm{vol}\, \lambda^3$	λ^3
Masse	M	m	$\mathrm{kg}\,\frac{\mathrm{s}^2}{\mathrm{m}}$	$\frac{\varkappa \tau^2}{\lambda}$	$M = \frac{m \varkappa \tau^2}{\lambda}$	λ^3
Geschwindigkeit	V	v	m/s	$\frac{\lambda}{\tau}$	$V = v \frac{\lambda}{T}$	$\sqrt{\lambda}$
Beschleunigung	B	b	m/s²	$\frac{\lambda}{\tau^2}$	$B = b \frac{\lambda}{\tau^2}$	1
Arbeit	A	a	mkg	$\lambda \varkappa$	$A = a \lambda \varkappa$	λ^4
Leistung	E	e	mkg/s	$\frac{\lambda \varkappa}{\tau}$	$E = e \frac{\lambda \varkappa}{\tau}$	$\lambda^{3,5}$
Winkelgeschwindigkeit	Ω	ω	1/s	$\frac{1}{\tau}$	$\Omega = \omega \frac{1}{\tau}$	$\frac{1}{\sqrt{\lambda}}$
Winkelbeschleunigung	Ω'	ω'	1/s²	$\frac{1}{\tau^2}$	$\Omega' = \omega' \frac{1}{\tau^2}$	$\frac{1}{\lambda}$
Drehmoment	M	m	mkg	$\lambda \varkappa$	$M = m \lambda \varkappa$	λ^4

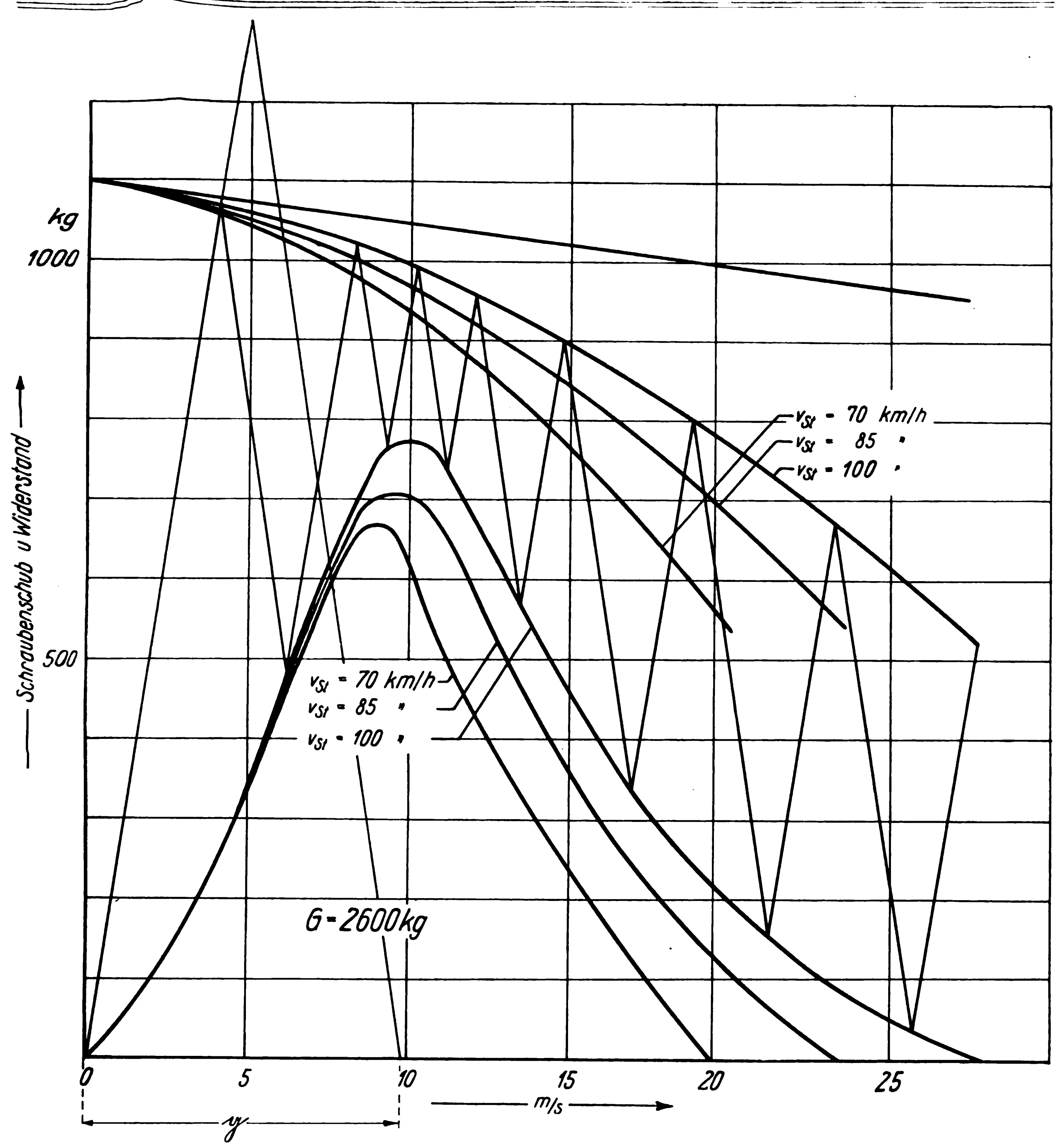


Abb. 9. **Berechnung der Startzeit. Ergibt 16 s Startdauer.**

Vorgang und Berechnung des Abwasserns.

Wenn der Führer Vollgas gibt, beschleunigt der Schraubenschub das Flugzeug. Zunächst ist fast nur Wasserwiderstand zu überwinden. Dieser wächst bis zu einem Höchstwert, der im Mittel bei 35 bis 45 vH der Abfluggeschwindigkeit liegt und im Durchschnitt 20 bis 30 vH des Gesamtgewichts beträgt (s. Abb. 1). Danach fällt er wieder ab, um beim Austauchen des Bootes gleich Null zu werden. Die Geschwindigkeit, bei der der größte Widerstand auftritt, nennt man »kritische Geschwindigkeit«. Der Luftwiderstand, der mit dem Quadrat der Geschwindigkeit wächst, hat bei dieser erst rd. 16 vH desjenigen beim Abflug erreicht. Dieser beträgt bei älteren Booten 20 vH = $^1/_5$, bei neueren 12,5 bis 10 vH = $^1/_8$ bis $^1/_{10}$ des Gesamtgewichts. Bei der kritischen Geschwindigkeit beträgt dann an älteren Bauarten der Luftwiderstand 3,2 vH, bei neueren 2 bis 1,6 vH des Gesamtgewichts. Demnach ist der Wasserwiderstand bei neueren Flugzeugen rund zehnmal größer als der Luftwiderstand. Für das Abwassern ist Bedingung, daß der Schraubenschub stets größer sein muß, als Wasser- und Luftwiderstand.

Durch die hohe Lage der Luftschraube zum Schwerpunkt und noch mehr zur Wasserlinie entsteht ein kopflastiges Moment, das den Bug tiefer eintauchen läßt. Auch entsteht bei einzelnen Bugformen Saugwirkung durch das mit erhöhter Geschwindigkeit vorbeieilende Wasser. Es tauchen daher viele Seeflugzeuge beim Abwassern vor der kritischen Geschwindigkeit vorn tiefer. Der Führer arbeitet dem durch Ziehen am Höhenruder entgegen. Wenn die kritische Geschwindigkeit erreicht ist, nimmt das Boot von selbst einen größeren Winkel an, taucht aus dem Wasser aus und gleitet auf der Oberfläche, bis die Abfluggeschwindig-

keit erreicht ist. Gleichzeitig fällt der Wasserwiderstand, vorausgesetzt, daß das Boot gut entworfen ist. Sein Heck liegt dann in einer teilweise hohlen, vom Gleitboden durchwirbelten Wasserzone mit zwei auseinandergehenden, hintereinanderliegenden Wellen. Dabei hat die Stufe die ganze Last zu tragen. Bei ruhigem Wasser ergaben Versuche an einer englischen F 3 (Linienriß Abb. 33, Abfluggeschwindigkeit 85 bis 90 km/h) [1]) 0,35 kg/cm² örtliche Beanspruchung der Stufe. 75 cm hohe Wellen riefen im Vorderteil einen örtlichen Schlag von 0,44 kg/cm² hervor.

Bei 40 vH der Abfluggeschwindigkeit, also der mittleren auftretenden kritischen Geschwindigkeit, tragen die Tragflächen 16 vH des Gesamtgewichts. Trotzdem taucht das Boot durch Wasserkräfte aus und gleitet auf der Wasseroberfläche. Alsdann übernehmen die Flügel das Gewicht in steigendem Maße, bis bei der Abfluggeschwindigkeit das Boot ganz entlastet ist. Die Wellenbildung fällt ebenfalls entsprechend der Geschwindigkeit und verschwindet beim Abflug. Bemerkenswert ist, daß Flugboote gleich beim Austauchen aus dem Wasser durch die dynamische Wirkung der Wasserkräfte querstabil werden. [2]) Die Querruder werden erst kurz vor dem Abflug wirksam, entgegen dem Höhenruder, das, durch den Schraubenstrahl angeblasen, schon sehr früh in Funktion tritt.

Normalerweise startet und landet man gegen den Wind und Wellen. Nur in seltenen Fällen bei Wellen ohne Wind starten kleine Maschinen im Wellental parallel dieser und vermeiden so die Schläge der Wellen.

Beim Anwassern gestaltet sich alles in umgekehrter Reihenfolge. Das Seeflugzeug gleitet so lange auf dem Wasser, bis seine Fahrt auf die kritische Geschwindigkeit gesunken ist. Dann taucht es ein und kommt bald zur Ruhe. Es ist stets Masse mal Verzögerung gleich dem Wasser- und Luftwiderstand.

Auf Abb. 9 sieht man den Wasserwiderstand bis zu einem Maximum wachsen und dann wieder abfallen. Darüber ist der Schraubenschub eingezeichnet und von ihm der Luftwiderstand gleich abgezogen. Es wird nun gefragt, wie lange die Startzeit dauert. Da der Wasserwiderstand sich analytisch schwer erfassen läßt, geht man graphisch vor: Man zeichnet ein gleichseitiges Dreieck über der Geschwindigkeit 9,81 m/s als Basis und $G/2$ als Höhe ein. Das bedeutet, daß die Beschleunigungskraft $G/2$ in 1 *s* auf 9,81/2 m/*s* beschleunigt.

b = Beschleunigung,
G = Gesamtgewicht,
P = Beschleunigungskraft = Schub abzüglich aller Widerstände,
g = Erdbeschleunigung,

Nun werden weitere Dreiecke eingezeichnet, deren Seiten parallel dem ersten sind und deren Spitzen auf den beiden Kurven liegen. Durch diese Parallelität wird die Beziehung $G/g = P/b$ eingehalten. Die doppelte Zahl der Dreiecke gibt die Startzeit in Sekunden an. Die Startlänge ist die Summe der mittleren Geschwindigkeiten in jeder einzelnen Sekunde. [3])

Mit Hilfe dieses Verfahrens und der Madelungschen Darstellung des Wasserwiderstandes kann man für Neuentwürfe leicht systematische Rechnungen anstellen und sich damit einen guten Überblick verschaffen.

[1]) Doppeldeckerflugbbot mit 2 Rolls-Royce-Motoren

Gesamtgewicht	5,6	t
Flächengröße	132	m²
Motorleistung	2 × 348	PS
Flächenbelastung	42,4	kg/m²
Leistungsbelastung	7,07	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	146	km/h
Gipfelhöhe	2,4	km.

[2]) Reports and Memoranda of the Advisory Committee for Aeronautics, Nr. 188, Dez. 1925.

[3]) Dittmann, Anweisungen für die Ermittlung der Fahrzeiten nach verschiedenen zeichnerischen Verfahren, Organ für die Fortschritte des Eisenbahnwesens, 15. Juni 1924, S. 117.

Bevor ich die erwähnte Literaturstelle sah, machte mich Obering. Schnell, München, auf das Verfahren aufmerksam.

Zusammenfassung von Erfahrungen.

Um einen Überblick über die Vor- und Nachteile verschiedener Flächenbelastungen und Kleinstgeschwindigkeiten bei ruhigem Wasser zu erhalten, sind die Abb. 9, 10,

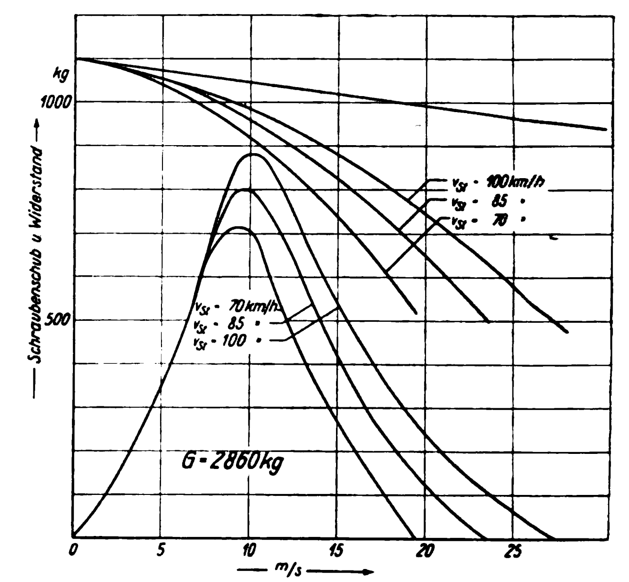


Abb. 10. Berechnung der Startzeit bei 2,6 t Gesamtgewicht.

11 und 12 gezeichnet. Hierin werden für das gleiche Beispiel drei verschiedene Abfluggeschwindigkeiten, nämlich 70, 85 und 100 km/h zugrunde gelegt. Ferner ist das Gesamt-

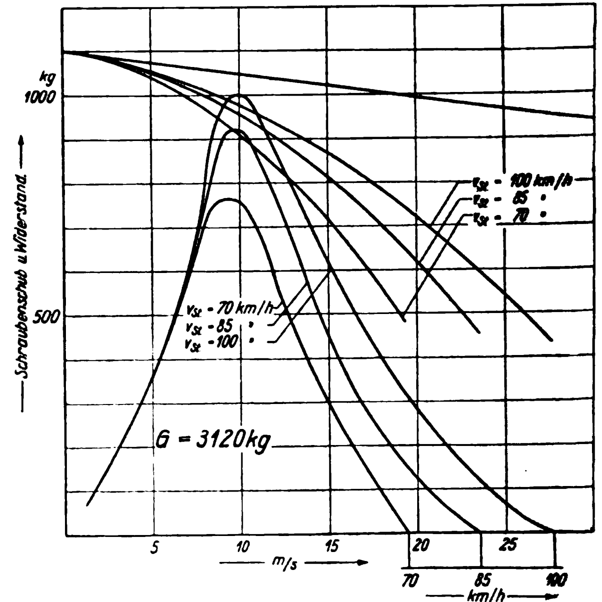


Abb. 11. Berechnung der Startzeit.

gewicht um 10, 20 und 30 vH vergrößert worden. Der Wasserwiderstand ist aus Abb. 6 gewonnen. Schraubenschub und Luftwiderstand sind überall gleich.

Das Ergebnis der Startzeitenberechnung gibt Abb. 13 wieder. Man sieht, daß sich kleine Abfluggeschwindigkeiten durch kürzere Startzeit und bedeutend größere Überlastbarkeit bezahlt machen.

In der Gleichung der Abfluggeschwindigkeit

$$v = 4\sqrt{\frac{G}{F}}\sqrt{\frac{1}{c_a}}$$

kommt das Produkt $F \cdot c_{a\,max}$ vor. Man kann hier sowohl die Fläche vergrößern, als auch den Auftriebsbeiwert durch Schlitze im Flügel. Der induzierte Widerstand des Tragwerkes wächst bei gleicher Spannweite linear mit dem Auftriebsbeiwert und der Flächengröße.

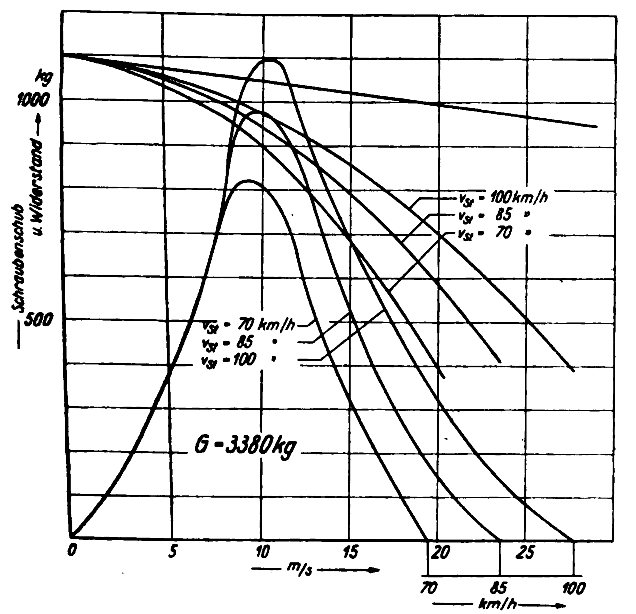


Abb. 12. Berechnung der Startzeit.

Wenn man einen Spaltflügel im Hinblick auf die großen Vorteile hoher Flächenbelastung wählt, muß man auf seinen großen induzierten Widerstand achten und die Spannweite genügend groß machen. Die in Abb. 1 gezeichnete Kurve verläuft sonst über ein größeres Geschwindigkeitsfeld parallel der Wasserwiderstandskurve und erzeugt damit eine längere Periode geringen Beschleunigungsüberschusses. Dieser Fall tritt auch bei Ein-

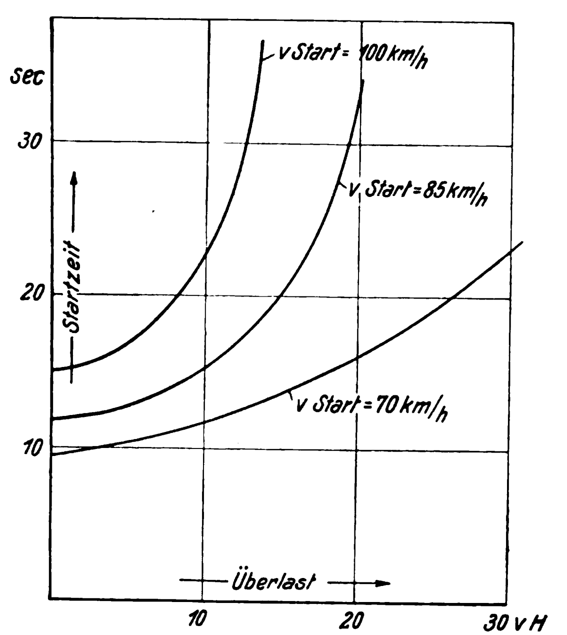


Abb. 13. Einfluß von Überlast auf die Startzeit bei verschiedener Abfluggeschwindigkeit.

und Doppeldeckern ohne Spaltflügel häufig auf. Streng genommen muß die Änderung des induzierten Widerstandes durch die Wasseroberfläche[1]) in die Rechnung eingesetzt werden und wird in manchen Fällen eine wesentliche Differenz bringen.

[1]) Wieselsberger, Flügelwiderstand in der Nähe des Bodens, ZFM 1921, S. 145.

Wellen erhöhen den Widerstand im Wasser erheblich. Gleichzeitig setzt der Gegenwind die Abfluggeschwindigkeit relativ zum Wasser stark herab. Die Erfahrung zeigt, daß hochseefähige Seeflugzeuge nach der Art der Friedrichshafener F 49 c bei Seegang 4, im Durchschnitt die gleiche, bald größere, bald geringere Startzeit wie bei Windstille und ruhigem Wasser haben, je nachdem ob der Wind dem Seegang entspricht oder nicht.

Hohe Wellen ohne Wind können dem besten Seeflugzeug einen Start vollbelastet unmöglich machen.

Weiterhin hat die Erfahrung gezeigt, daß Schwimmer nach Abb. 8 zur Landung im Seegang 4 nicht mehr als 70 km/h Landegeschwindigkeit ertragen. Bei höherer Geschwindigkeit werden sie durch die Wellen eingeschlagen.

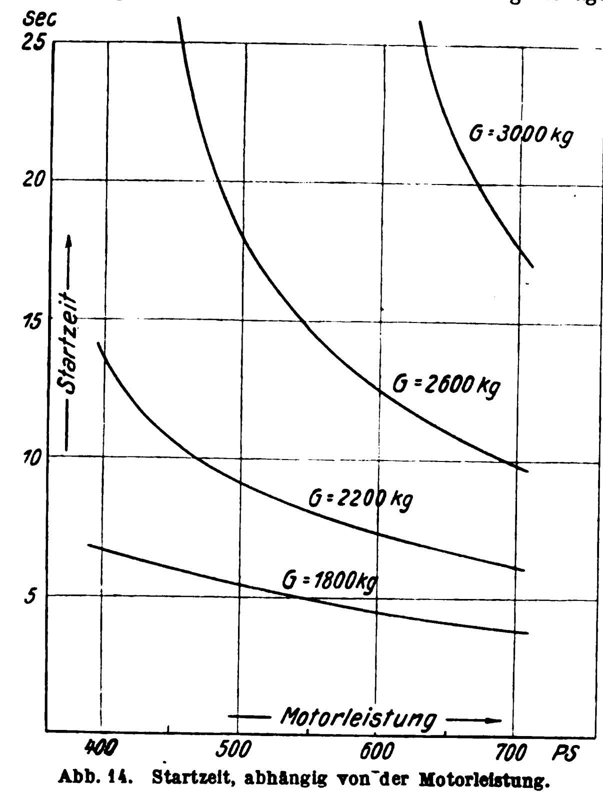


Abb. 14. Startzeit, abhängig von der Motorleistung.

Schwimmer nach Abb. 54c (in Amerika und England in Gebrauch) lassen größere Werte, anscheinend bis zu 85 km/h zu.

Jedes erfolgreiche Seeflugzeug besitzt eine Stufe unter dem Boot in der Nähe des Schwerpunktes Abb. 15). Das Wasser wird dadurch zum Abreißen gebracht und übt auf das Hinterteil des Bootes keinen Sog mehr aus. Im Falle, daß die Stufe fehlt, entsteht am Heck des Bootes ein sehr hoher Wassersog, der den Widerstand nach der kritischen

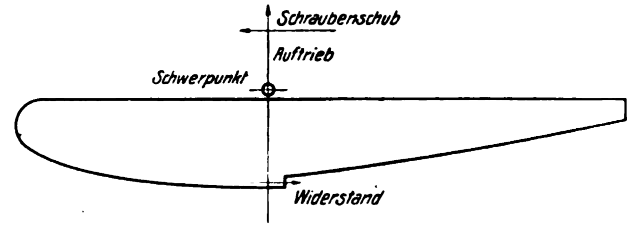


Abb. 15. Kräfte an einem Boot mit Stufe nahe dem Schwerpunkt.

Geschwindigkeit wenig oder gar nicht fallen läßt. Infolgedessen ist der Wasserwiderstand nur bei ganz gering belasteten Booten ohne Stufe überwindbar. Noch schlimmer ist die Unmöglichkeit, mit normalem Höhenleitwerk die hohen Wassermomente am Boot ohne Stufe zu überwinden. Das stufenlose Boot kann beim Abwassern nicht bezogen oder gedrückt werden. Sein Laufwinkel ist auch bedeutend kleiner als mit Stufe.

Die Stufe bedeutet zusätzlichen Luftwiderstand, ein Mehrgewicht und gerade in der Mitte des Bootes eine plötzliche Querschnittsänderung, die schon oft den Bruch des Schwimmers oder Bootes an dieser Stelle hervorgerufen hat.

Aus diesen Erwägungen heraus hat man mehrfach versucht, ohne Stufe auszukommen. Es war in jedem Falle ein glatter Fehlschlag. Nie ist ein Flugzeug damit aus dem Wasser gekommen.

Der hoch angreifende Schraubenschub bringt keine wesentliche Vermehrung des Wasserwiderstandes.

Die Abb. 15 zeigt ein Boot mit der Stufe etwas hinter dem Schwerpunkt, beim Gleiten auf dem Wasser nach Überschreiten der kritischen Geschwindigkeit. Es taucht nur ein ganz geringer Teil der Stufe ein und trägt trotzdem bis zu 85 vH vom Gewichte des Bootes. Wir nehmen an, daß in diesem Falle die Resultierende des Wasserauftriebes durch den Schwerpunkt geht. Nun entsteht noch ein Wasserwiderstand in der Größenordnung von rund $1/_6$ des Gesamtgewichts. Dieser ist von der Angriffslinie des Schubes ziemlich weit entfernt und ruft ein kopflastiges Kräftepaar hervor, das durch das Höhensteuer ausgeglichen werden muß. Das geschieht durch Erzeugung eines Abtriebes, der das Boot auf dem Wasser scheinbar schwerer macht, damit den Widerstand vergrößert und die Anlaufzeit verlängert.

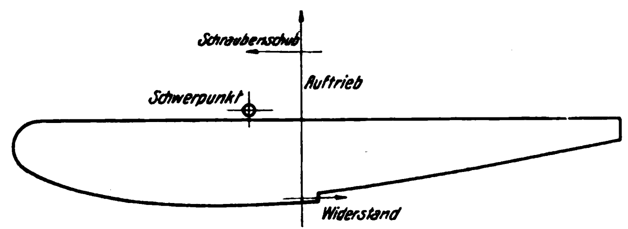


Abb. 16. Flugboot mit Stufe weit hinter dem Schwerpunkt.

Bei der Anordnung Abb. 16 sieht man die Stufe weit hinter dem Schwerpunkt. Die Resultierende des Wasserauftriebes geht hinter dem Schwerpunkt vorbei. Es bestehen hier zwei Kräftepaare, die das Boot kopflastig machen. Eins durch Wasserwiderstand und Schraubenschub, sowie ein zweites durch Schwerkraft und Wasserauftrieb. Bei Booten mit nicht zu wirksamem Gleitboden ist das Abwassern oft sehr schwer, da dann der am Höhenruder notwendige Abtrieb 10 bis 15 vH des Gesamtgewichts ausmachen kann. Das ergibt wesentlich erhöhten Wasserwiderstand durch das scheinbare Mehrgewicht, sowie den verstärkten Luftwiderstand infolge des vollen Höhenruderausschlages im Schraubenstrahl. Dazu kommt noch, daß bei böigem Wetter der Führer oft keinen weiteren Ausschlag am Höhenruder hat, um Böen zu parieren.

Boote mit zu wirksamem Gleitboden werden leicht durch Wasserkräfte, bevor die Abfluggeschwindigkeit erreicht ist, aus dem Wasser geschleudert. Da der Tragflächenauftrieb noch nicht ausreicht, fällt das Flugzeug dann heftig aufs Wasser zurück. Auch kann es gerade in den überzogenen Flugzustand hineinkommen, wenn infolge der Stufenlage das Höhenruder schon angezogen ist, und schwere Unglücksfälle entstehen. (Abrutschen über den Flügel möglich!) Solche Sprünge beanspruchen das Boot außerordentlich. Durch einen Schleppversuch kann man feststellen, bei welcher Geschwindigkeit sie beginnen. An guten Entwürfen treten sie frühestens nach Erreichung von 90 vH der Abfluggeschwindigkeit ein. Die englischen F-Boote sprangen schon bei 50 vH der Abfluggeschwindigkeit. Die englische Felixstone Fury (Abb. 25) mit 5 × 250 PS Rolls Royce ist durch solche Sprünge restlos zu Bruch gegangen. In diesem Falle hätte man vor dem Bau und nicht nach dem Absturz Schleppversuche machen sollen. Die Beseitigung dieser Neigung ist oft durch eine ganz kleine Schwerpunktsverschiebung oder zusätzliches Moment bald nach vorne, bald nach hinten möglich. Bringt dieses Mittel keine Verbesserung, muß die Wirksamkeit des Gleitbodens durch Erniedrigung oder Vorverlegung der Stufe oder Verkleinerung der Breite vermindert werden.

Die Vorverlegung der Stufe unter oder vor dem Schwerpunkt bedeutet eine Kürzung des wirksamsten Teiles vom Gleitboden und damit eine Erhöhung vom Wasserwiderstand und Spritzwasser. Sie verlangt demnach erhöhte Motorleistung.

Nun ruft normalerweise das Wasser schon ein schwanzlastiges Moment hervor, das, um Gleichgewicht zu erzielen, dann keine allzu weit vorn liegende Stufe verlangt. Darüber hinaus nehmen einzelne Formen, z. B. der deutsche Normalschwimmer mit der Stufe weit hinter dem Schwerpunkt freitrimmend, bei der kritischen Geschwindigkeit von selbst große Winkel an. Das schwanzlastige Moment vor und beim Austauchen wird durch eine Stauwelle verursacht, die das Boot vor sich herschiebt. Wird diese durch geeigneten Bug durchschnitten (es gibt meist kleineren Widerstand), so muß die Stufe weiter vorne liegen. Man kann sagen, daß je schärfer die Kielung, um so kleiner das schwanzlastige Moment.

Früher hat man oft hinter der Stufe Entlüftungslöcher angebracht, um durch verbesserten Luftzutritt das Abreißen des Wassers hinter der Stufe zu erleichtern. Es tritt bei einzelnen, meist nicht sehr günstig geformten Booten, auch eine gerade noch meßbare Widerstands-Verminderung ein. Sie ist aber so gering, daß man heute allgemein auf dieses Hilfsmittel verzichtet. Die Luftröhrchen sind bei der notwendigerweise leichten Bauart eine dauernde Quelle von Undichtheiten.

Der Querschnitt des Bootes oder Schwimmers hinter der Stufe muß so sein, daß das Wasser sich nicht mehr daran anschmiegen und keine Saugwirkung hervorrufen kann. Dazu macht man oft die Stufe außen höher als innen, oder man zieht die Spanten hinter ihr seitlich höher als vorne.

Die Erfahrung hat ergeben, daß wenn die Spanten hinter der Hauptstufe unten oval oder stark gebogen sind, sich das Wasser leicht wieder an das Boot anschmiegt, und einen sehr starken Sog hervorruft. Man tut gut, den aus irgendwelchen Gründen oval gewählten Bootsquerschnitt unten mit zwei seitlichen scharfen Kanten zu versehen.

Es wird zwischen Einstufen- und Zweistufenbooten unterschieden. Die zweite Stufe dient dazu, das Boot beim Abwassern zu stabilisieren und hat wenig Wasserwiderstand.

Es läuft dann auf beiden Stufen und kann dann keine oder nur geringe Längsschwingungen machen. Beim Einstufenboot balanciert der Führer die Maschine mit dem Höhenruder auf der Hauptstufe. Es hat dabei die Möglichkeit, bei entgegenkommenden Wellen diese leichter zu überwinden, indem er vorher am Höhenruder zieht. Damit die zweite Stufe ihre Aufgabe erfüllt, muß sie einen gewissen Abstand von der ersten haben. Ist sie zu nahe an dieser, so wirkt sie nicht genügend stabilisierend. Ihr Wasserwiderstand ist sehr gering. Ein Versuch mit verschiedenem Stufenabstand siehe S. 141, Ziff. 2.

Diese Vor- und Nachteile kann man verschieden hoch bewerten. Dementsprechend sind die Meinungen über die hintere Stufe noch vollkommen geteilt.

Anders liegt die Sache mit einer dritten Stufe. Gleitboden, Lage und Höhe der Hauptstufe, sowie die ganze Linienführung des Bootes sollten so sein, daß die Strömung an der ersten Stufe glatt abreißt. Bei Bauarten, die dieser Anforderung nicht genügten, hat man früher mehrfach außer der zweiten Stufe noch eine dritte zwischen beide gelegt. Man muß sich darüber klar sein, daß das nur ein Flicken des an und für sich schlechten Entwurfes ist. Es ist besser, gleich an der Wurzel anzugreifen und den Linienriß richtig zu gestalten. Boote oder Schwimmer mit mehr als zwei Stufen gehören auch schon seit fünf bis sechs Jahren der Geschichte an.

Zweischwimmerpaare baut man seit sechs bis acht Jahren nur mit einer Stufe.

Der Winkel zwischen Gleitboden und Bootshinterteil ist für das An- und Abwassern von großem Belang. Ist dieser Winkel klein, so kann man den Tragflächen nicht den zur

zielung großen Auftriebes erforderlichen Winkel erteilen. Das ist gleichbedeutend mit einer Erhöhung der Abfluggeschwindigkeit. Außerdem kann dann der Führer beim Einstufenboot entgegenkommende Wellen nur schwer überwinden. Die Landung wird ebenfalls durch zu tiefen Schwanz erschwert. Bei guten Ausführungen beträgt dieser Winkel 10—15°.

Der Querschnitt des Bootes von vorne gesehen ist für seine Eigenschaften sehr wichtig. Hier haben sich ebenfalls einige Richtlinien herausgestellt. Der Stoß beim Anwassern ist am kleinsten, wenn das Boot stark gekielt ist. Aber der Wasserwiderstand und die Spritzwasserbildung ist dann am größten. Bei Großflugbooten mit einem Gewicht von über 10 t ist dieser Umstand nicht mehr so schlimm, da hier die Abfluggeschwindigkeit im Verhältnis zur Größe gering ist. Auch ist hier der Kraftüberschuß meist groß genug, um hohen Wasserwiderstand zu überwinden; infolgedessen zieht man für solche Boote zugunsten kleinen Landestoßes eine starke Kielung vor. Bei Booten mit geringem Gewicht schlägt man den entgegengesetzten Weg ein, um mit kleinem Kraftüberschuß auszukommen und nimmt dafür einen härteren Landestoß in Kauf.

Jedes Boot mit V-Form erzeugt Spritzwasser. Je tiefer das V, um so mehr Spritzwasser! Auf jeder Seite steigt ein Streifen Wasser empor und benetzt die Flächen, Boot und Luftschraube; Verminderung bringt Herabbiegung des oberen Teiles nach Art der Linton-Hope-Boote (Abb. 34, 36, 40, 42. 50 und 65), Anbringung einer Leiste unter die Außenkante der Flosse, Erniedrigung der Eintauchtiefe Vergrößerung des Anlaufwinkels und geeignete Formgebung des Buges. Dieser soll mit hohlem Querschnitt gekielt sein, im Grundriß stumpf und breit, mit annähernd wagrechten Flächen an den Seiten oder unter der Flosse, um das Wasser niederzudrücken. Die Flossen oder die mehr oder weniger wagrechten Bodenflächen müssen natürlich vorne allmählich hochgezogen werden. Längsleisten unter dem Gleitboden vermindern das Spritzwasser nur wenig oder gar nicht.

Die Entwicklung der besten Form für den Schwimmkörper kann durch Schleppversuche und durch Bau genügend zahlreicher Versuchsboote geschehen. Beides führt zu dem gleichen Resultat. Die letztere Methode ist die teurere und bedeutend langsamere. Trotz ihrer Gefährlichkeit ist sie in England in der Kriegszeit durch den Col. J. C. Porte, einen Marine-Fliegeroffizier ohne Ingenieurbildung in der Marineversuchsstation zu Felixstone durchgeführt worden. Die dabei geopferten Menschenleben hätte man durch Schleppversuche sparen können. Die Versuche wurden später von Rennie[1]) in Form eines Verteidigungsvertrages veröffentlicht.

Im Hinblick auf ihren großen Wert seien sie in wörtlicher Übersetzung angeführt:

»Die ersten Versuche wurden 1915 begonnen, als es noch keine leistungsfähigen Motoren gab. Hieraus erwuchs die Hauptschwierigkeit, das Problem des Startes mit einer vernünftigen Zuladung. Deshalb versuchte man zunächst den Wirkungsgrad des Gleitvorganges zu steigern und stellte andere Probleme, wie Landungssicherheit, Seetüchtigkeit und Stabilität mehr oder weniger zurück, bis stärkere Motoren zur Verfügung standen.

Der erste untersuchte Bootskörper war ein abgeändertes Curtiss-»Amerika«-Flugboot (Abb. 17), Leergewicht 1410 kg, Fluggewicht 2040 kg, 160 PS, Länge 9,15 m, einstufig. Die vorspringende Flosse vorn endet an der Stufe unter dem Schwerpunkt. Der Winkel zwischen vorn und hinten, d. i. zwischen der Unterseite des Hinterendes und dem Gleitboden betrug 10°.

Bei hohen Geschwindigkeiten balancieren alle einstufigen Boote auf der Stufe und die Trimmlage hängt von dem Winkel des Hinterendes ab, das während des Anrollens hochgehoben werden sollte, damit es kein Wasser saugt. Das ursprüngliche Hinterende hob sich ab, also vom Hauptgesichtspunkt aus sehr günstig. Die Maschine startete mit derselben Zuladung, die sie im Fluge schleppen konnte. Um die Stabilität im Fluge zu verbessern, insbesondere die Maschine gut zu trimmen, wurde die Schwanzflosse negativ eingestellt. In ruhigem Wasser schien kein Abfall des Gleitwirkungsgrades vorhanden zu sein, doch in rauher See wurde sie infolge der kleinen Verdrängung vorn stark benetzt.

Ein neuer Bootskörper (Abb. 18) wurde gebaut mit schmäleren und weiter zurückgezogenen Flossen, runder Unterseite des Hinterendes und leichterer Konstruktion. Dies Boot zeigte sich dem aus Abb. 17 unterlegen infolge des stärkeren Soges, den die runde Unterseite des Hinterendes verursachte und der das Abwassern bei ruhigem Wetter sehr schwierig machte. Durch die dabei angewandte neue Konstruktionsweise konnten 135 kg gespart werden, aber der Rumpf war wesentlich schwächer

[1]) Rennie, Some Notes on the Design, Construction and Operation of Flying Boats, the Journal of the Royal Aeronautical Society, 1923, S. 123.

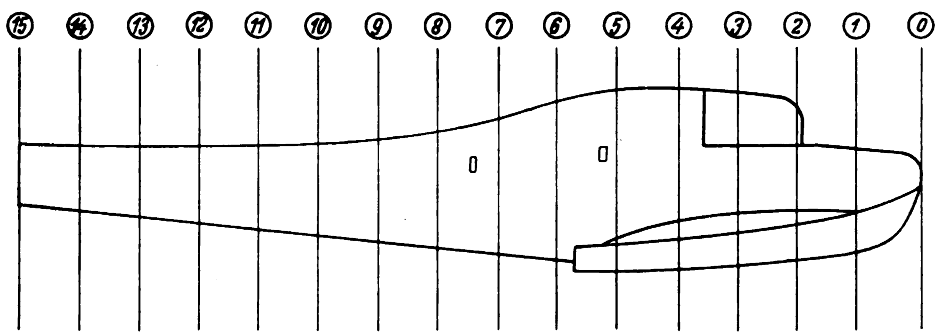
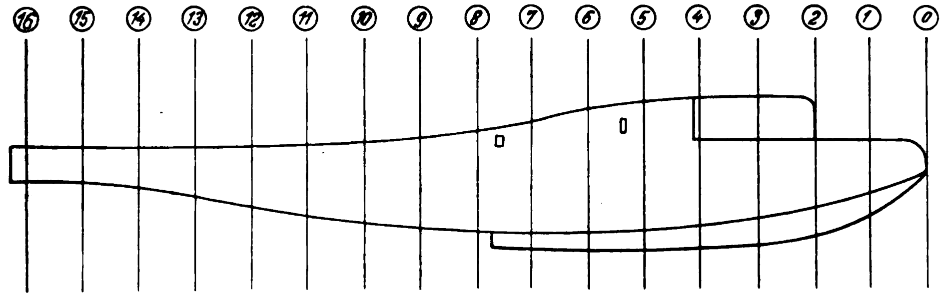



Abb. 17. Linienriß der Curtiss (»Amerika« 1915). Zu kurzer Bug.



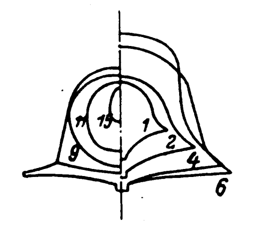


Abb. 18. Linienriß eines Versuchsbootes. Rundes Hinterteil verursacht unnötigen Wassersog und -widerstand.

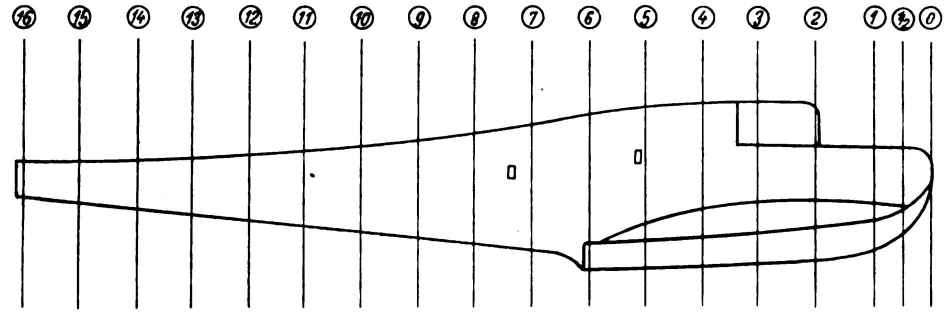
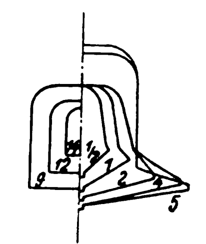



Abb. 19. Linienriß eines Versuchsbootes. Winkel zwischen vorn und hinten zu klein.

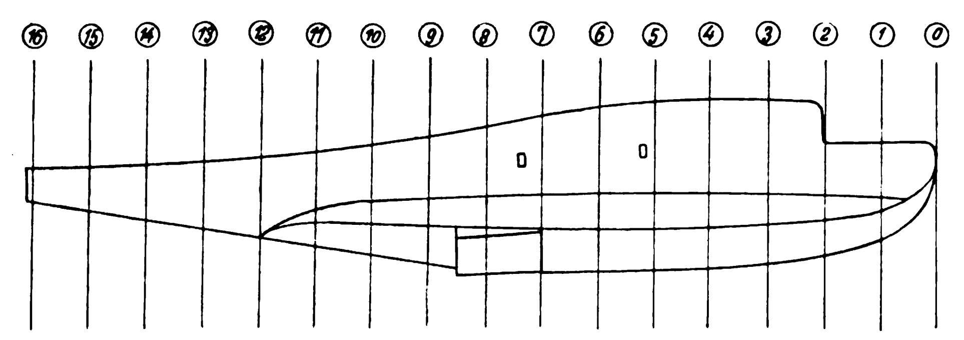
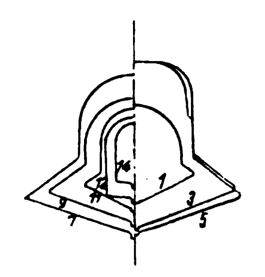



Abb. 20. Linienriß eines Versuchsbootes. Ohne Stufe Abwassern erfolglos versucht. Vorhandene Stufe zu weit hinten.

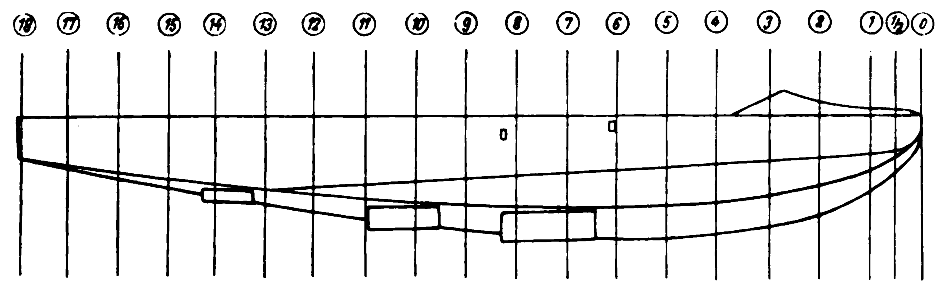
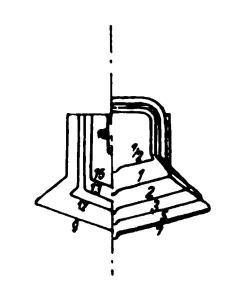



Abb. 21. Linienriß eines brauchbaren Versuchsbootes. Später hat man es gelernt mit 2 Stufen auszukommen.

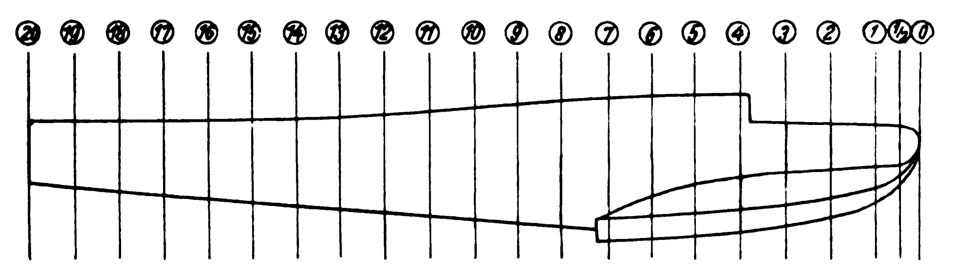
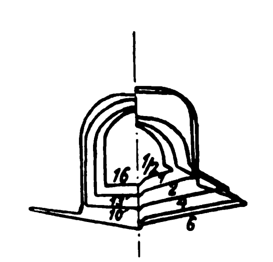



Abb. 22. Linienriß eines größeren Versuchsbootes mit zu kurzem Bug.

als seine Vorgänger und verunglückte nach einigen Landungen.

Das nächste Boot (Abb. 19) war ähnlich dem nach Abb. 17, aber das Hinterende war um 0,6 m länger und der Winkel zwischen vorn und hinten auf 7° verringert. Infolge dieser Verringerung ließ sich die Maschine nicht auf ähnliche Anstellwinkel bringen, wie Abb. 17, die Startgeschwindigkeit wurde daher höher.

Die Hauptlehre, die man aus diesen Versuchen ziehen konnte, war vom Standpunkt der Gleitfähigkeit und Startgeschwindigkeit aus die, daß das Hinterende flach sein muß, um den Sog zu verringern, und daß der Winkel zwischen vorn und hinten groß sein soll, um den notwendigen Anstellwinkel zu erreichen.

Man entschloß sich nun, das Problem des leichten Landens und der höheren Festigkeit ohne Schädigung des Gleitwirkungsgrades anzugreifen.

Da die meisten Landungsbrüche sich damals an der Stufe ereigneten, wurde mit dem nächsten Versuch die Notwendigkeit der Stufe nachgeprüft. Ein vollständig neuer Boden wurde an das vorhandene Boot angebaut ohne Stufe, doch mit stärkerer V-Form und das Hinterende gut ausgeschweift (Abb. 20). Die verfügbare Motorleistung genügte nicht, um es abzuheben. Dann wurde eine Stufe 1,50 m hinter dem Schwerpunkt angeordnet; jetzt konnte mit 1900 kg gestartet werden. Dank der großen Winkel zwischen vorn und hinten gestaltete sich das Landen außerordentlich leicht. Die steilere V-Form ergab nur leichten oder überhaupt keinen Stoß bei normaler oder leicht überzogener Landung. Die starke Rücklage der Stufe hinter dem Schwerpunkt hielt den Anstellwinkel beim Rollen sehr klein. Das Moment zur Veränderung des Trimms beim Wegheben war sehr groß. Um dem Piloten diese Last abzunehmen, wurde die Stufe 1 m vorgerückt.

Das nächste Boot hieß Porte I und wurde das Vorbild aller F-Boote (Abb. 21). Die angewandte Bauweise war vollkommen neu und soll später erläutert werden. Es wurde in Felixstone gebaut und trug das gleiche Curtiss-Tragwerk. Ursprünglich wurde es nur mit einer einzigen Stufe unter dem Hinterholm versehen. Die Länge wurde nach vorn und hinten gegen Boot (Abb. 19)

um 0,6 m auf 11 m vergrößert, Winkel zwischen vorn und hinten 18°, das Hinterende 0,18 m höher als bei Abb. 20. Flossen wurden bis hinter die Stufe geführt und verliefen hinten in die Grundform. V-förmiger Boden wie bei Abb. 20, der Bug voller mit breiten Spanten, die das Wasser niederdrücken.

Eine Schwierigkeit ergab sich beim Abheben durch den Widerstand des hinteren Bootsteiles. Deshalb wurde eine zweite Stufe 2,30 m vor dem Hintersteven angebracht. Es gelang nun, wegzukommen, aber mit geringerer Last als mit früheren Booten. Schließlich wurde eine dritte Stufe zwischen der Haupt- und der hinteren Stufe eingefügt, wodurch die Ladefähigkeit auf die der vorhergehenden Boote gesteigert wurde. Das Boot war nun in vielen Beziehungen den anderen überlegen. Die Führersitze waren spritzwasserfrei, Landungsstöße auf ein Mindestmaß verringert und das allgemeine Verhalten beim An- und Abwassern ausgezeichnet.

Man ging nun zu Versuchen mit größeren Rümpfen über und begann mit einem großen Curtiss Amerika (Abb. 22). Zahlenangaben: Fluggewicht 4000 kg, zwei 170-PS-Motore, Länge 12 m, größte Breite 3,35 m. Winkel zwischen vorn und hinten 7 ½°. Die Motorleistung genügte nicht, um die genannte Last wegzuheben, daraufhin wurden 240 Rolls-Royce eingebaut. Der Start war schwierig, hauptsächlich infolge des geringen Auftriebes vorn. Bemerkenswert war die stark ausgeprägte kritische Geschwindigkeit bei etwa 33 km/h. Später, als stärkere Motoren zur Verfügung standen, leisteten die Boote noch ganz gute Dienste, aber ihre Festigkeit war gering. Da der Rumpf der Porte I dem Boot nach Abb. 22 weit überlegen war, beschloß man ein neues Boot zu bauen nach deren Linienriß, jedoch passend für den großen Amerika-Überbau, das dann als Porte II bekannt wurde. Fluggewicht 7500 kg, Rumpflänge 1735 m, Winkel zwischen vorn und hinten 20°. (Abb. 23.) Bug um 0,6 m länger als bei Nr. 8650, zweistufig, eine unter dem Hinterholm, die andere 2,1 m dahinter. Es erwies sich als ein ganz ausgezeichnetes Boot. Die kritische Geschwindigkeit ist nicht besonders ausgeprägt, die Beschleunigung gleichmäßig bis zur Startgeschwindigkeit, die Ladefähigkeit erhöht und die allgemeine Seetüchtigkeit wurde sehr verbessert, die Schwimmfähigkeit hatte zugenommen und die Festigkeit war ohne Gewichtsvermehrung größer.

Porte Baby, Abb. 24. Der Bau dieses großen Versuchsflugzeuges wurde gleichzeitig mit den versuchsweisen Änderungen am Curtiss Amerika ausgeführt. Da die Erfahrungen dieses Versuches noch nicht verwertet werden konnten, war es nicht möglich, aus den Ergebnissen des Porte I Vorteile zu ziehen. Die Erfahrungen mit diesem Boote bestätigten die Ergebnisse der Amerika-Rümpfe. Zahlen: Fluggewicht 7500 kg, Länge 17,35 m, Breite an der Stufe 4,30 m, Breite des Bootskörpers 2,1 m. 3 Rolls-Royce 250 PS, die im Tragwerk mit Zugschraube, die mittlere mit Druckschraube.

Die Versuche zeigten, daß die Länge des Vorderteiles nicht genügte, um ein Unterschneiden im Seegang zu verhüten. Der Bug wurde um einen Meter verlängert und dadurch die Leistung im Wasser außerordentlich verbessert. Lüftungsröhrchen an der Stufe erwiesen sich als unnötig.

Mit Rücksicht auf die geringe Motorleistung und die ausschließliche Verwendung von Kabeln statt Stromliniendrähten waren die Flugleistungen ganz gut. Höchstgeschwindigkeit 124 km/h. Steiggeschwindigkeit in geringer Höhe 0,76 m/s. Startzeit mit Vollgas 35 s.

Man entschloß sich, diesen Typ nicht mehr weiter zu entwickeln, da seine Leistung im Wasser dem Typ Porte II durchaus unterlegen und seine Rumpfkonstruktion sehr schwach war.

Hinsichtlich dieser beiden Punkte war Porte II augenscheinlich der meistversprechende Typ. Es entstanden daraus die bekannten Typen F 2a, F 3 und F 5. Beim F 3 und F 5 war der Rumpf um einen Meter verlängert, sonst waren die Linien im wesentlichen dieselben

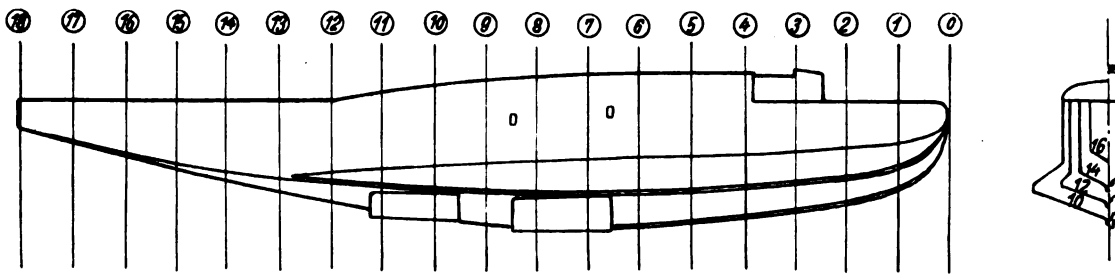
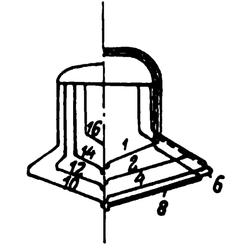



Abb. 23. Linienriß eines größeren erfolgreichen Versuchsflugbootes. Heute legt man die zweite Stufe weiter nach hinten.

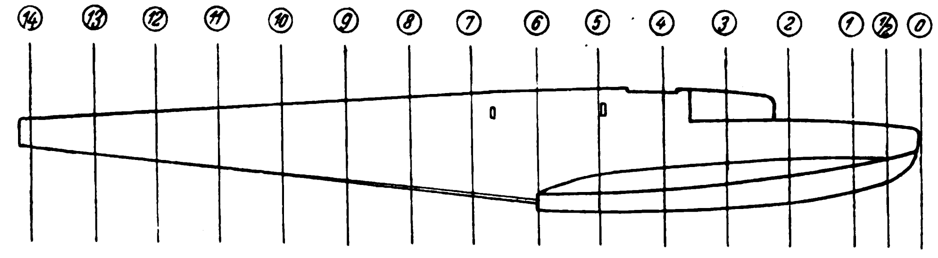
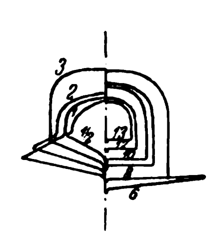
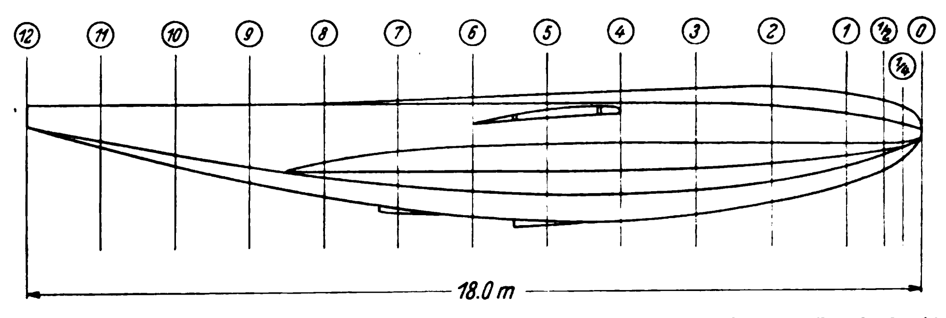



Abb. 24. Linienriß eines größeren Versuchsbootes, dessen Bug 1 m verlängert werden mußte.



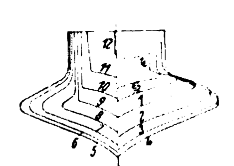


Abb. 25. Linienriß des Felixstone »Fury«. Kiel hätte vorne am Bug zum besseren Durchschneiden von Wellen tiefer gezogen sein können. Neigung zum Springen vor Erreichen der Abfluggeschwindigkeit infolge sehr großen und wirksamen Gleitbodens. Ging schwanzlastig getrimmt durch Herausspringen aus dem Wasser, bevor sie sich in der Luft richtig halten konnte, zu Bruch.

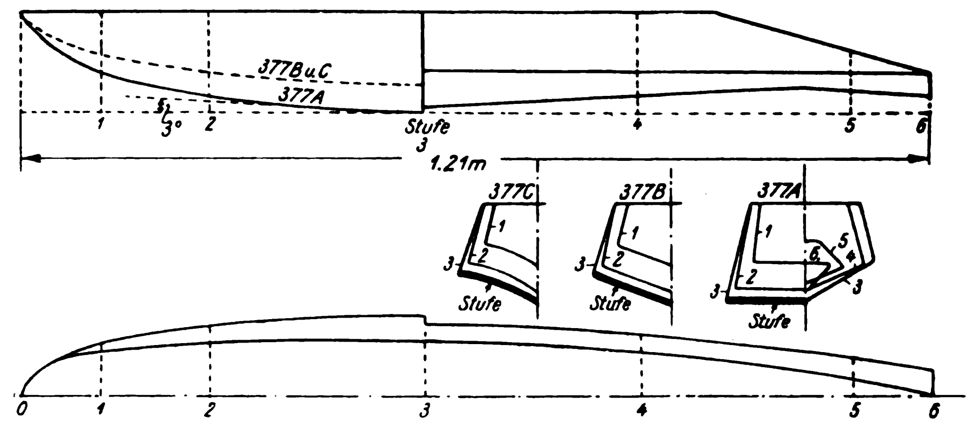


Abb. 26. Linienrisse der 3 auf Landestoß untersuchten Schwimmer.

wie beim Porte II. Erhöhte Motorleistung, verbesserte Teilkonstruktion und aerodynamische Verfeinerung steigerten fortlaufend die Ladefähigkeit und die Flugleistungen. Diese Muster wurden in Serien hergestellt und während des Krieges ausgiebig verwandt.

Auf Grund der mit diesen letzten Typen gewonnenen Erfahrungen wurde der Bau eines noch größeren Bootes in Angriff genommen. Das Ergebnis war das Porte Super Baby, offiziell bekannt als Felixstone »Fury«. Abb. 25 zeigt den Linienriß. Ursprünglich waren 10,9 t Gesamtgewicht und 3 × 600 PS Rolls Royce Kondor vorgesehen. Da diese Motoren nicht zu haben waren, wurden fünf Eagle VIII eingebaut, die geringere Flugleistungen ergaben. In jeder Beziehung war das Boot das beste, das jemals in Felixstone gebaut wurde. Das Normalgewicht konnte von 10,9 auf 12,7 t erhöht werden, wobei die Seetüchtigkeit und Verhalten bei Ab- und Anwassern denen der früheren F-Boote überlegen war. Die Versuche wurden bis zu 15 t fortgesetzt. Das Anwassern vollzog sich bei allen Zuladungen ohne wahrnehmbaren Stoß.

Das außerordentlich gute Verhalten der Maschine in rauher See ist hauptsächlich bedingt durch die Tragfähigkeit des Bootes und seinen Linienriß. Bei einem Gesamtgewicht von 12,7 t tauchte die Scheuerleiste der Seitenflosse an der Hauptstufe noch nicht ein. Stets waren Propeller, Führersitz und Leitwerk frei von Spritzwasser. In einer Hinsicht waren die Bugquerschnitte noch verbesserungsfähig. Sie waren zu stumpf und verursachten daher in rauher See oder beim Verankern unnötige Stöße. Es sollte daher bei zukünftigen Konstruktionen der Kiel vorn tiefer gezogen, im übrigen aber alles beibehalten werden, um so ein glattes Durchschneiden ohne Auftriebsverlust des Buges zu erreichen. Das Gesamtresultat all dieser Versuche ist, daß Linienrisse und Ausmaße eines erfolgreichen Flugbootrumpfes für jede gegebene Verdrängung entwickelt worden sind. Es bleibt nun noch zu erörtern, wie die einzelnen konstruktiven Maßnahmen zur Erfüllung der oben niedergelegten Förderungen beitragen und nachzuweisen, wo sie, wenn überhaupt, von dem abweichen, was aus Schleppversuchen hätte abgeleitet werden können.«

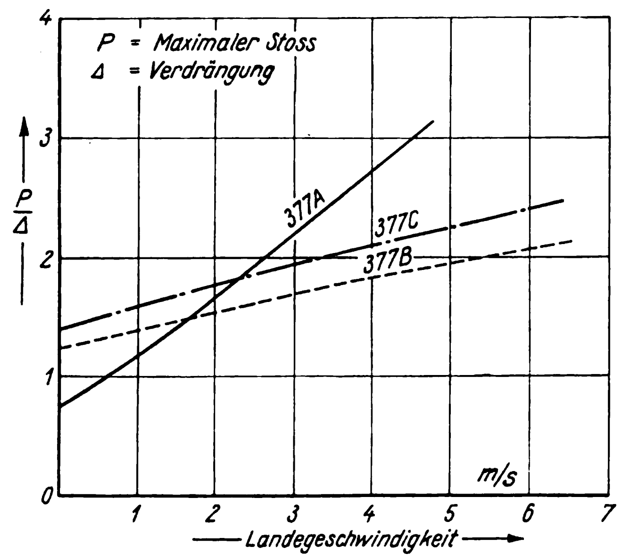


Abb. 27. Landestoß bei verschiedener Horizontal-Geschwindigkeit. Vertikalgeschwindigkeit = 0,425 m/s. Zahlen beziehen sich auf das Modell.

Soweit der Bericht von Rennie.

Alle Erkenntnisse hätte man statt im Verlaufe vieler Monate in wenigen Wochen am Modell sammeln können. Wenn man ein Modell mit zu kurzem Bug schleppt, so wird die Partie der Sitzöffnungen eher mehr (infolge der Reibungsverhältnisse) mit Spritzwasser überschwemmt, als weniger.

Wenn ein Boot die Stufe zu weit hinten hat, sieht man das am Modell viel klarer, da dort der Einfluß falscher Schwerpunktslage oder unrichtiger Höhenleitwerkseinstellung wegfällt. Am fertigen Boot erscheinen Fehler meist als Differenz verschiedener Werte, am Modell dagegen allein und deutlich erkennbar. Den schweren Fehler der Boote, nämlich Neigung zum Springen, verschweigt Rennie ganz.

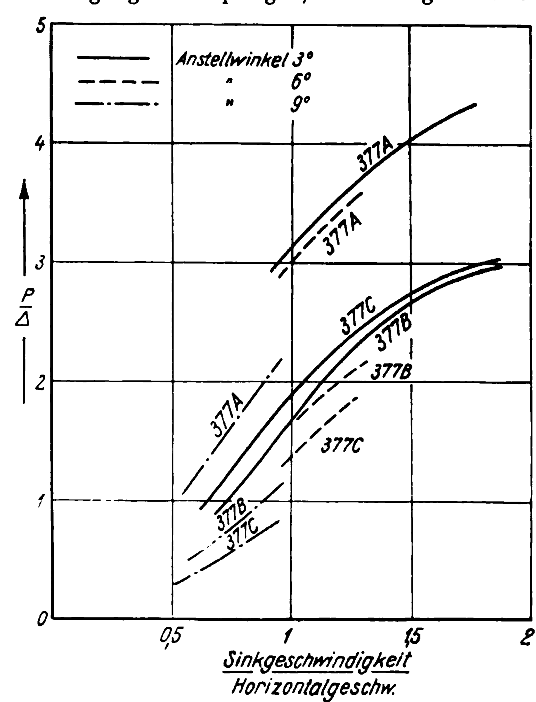


Abb. 28. Landestoß bei verschiedenem Anstell- und Landewinkel. Zahlen beziehen sich auf das Modell.

Englische Schleppversuche.

In England werden seit 1913 durch **Baker**[1]) in dem William Fronde-Tank vom National Physical Laboratory

---

[1]) Baker, 10 Jahre Schleppversuche, in the Journal of the Society of Aeronautical Engineers 1923, S. 224.

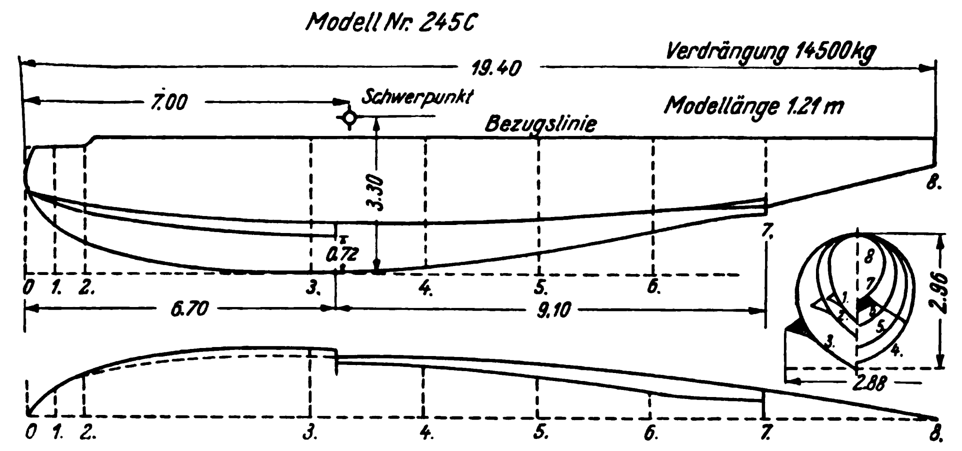


Abb. 29. Linienriß des englischen Großflugbootes N4 Titania. Hauptstufe in der Mitte nicht durchgeführt. Siehe auch Abb. 62.

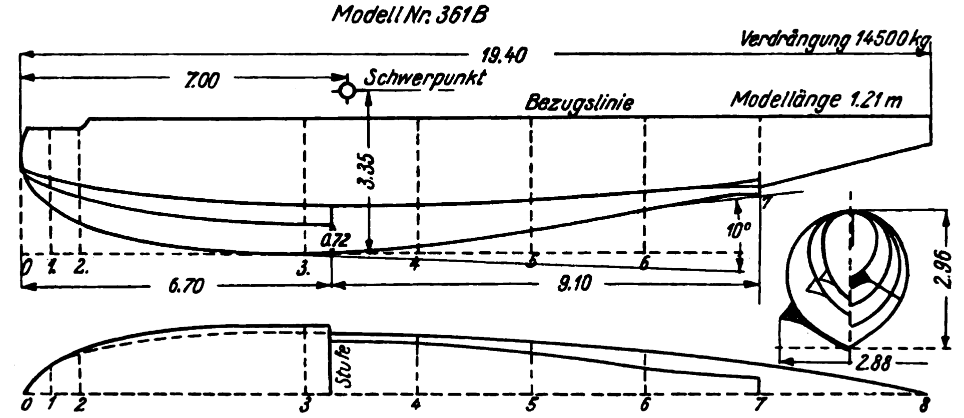


Abb. 30. Linienriß des englischen Großflugbootes N4 Titania nach den Änderungen an Gleitboden und Stufe auf Grund der Schleppversuche. Siehe auch Abb. 52.

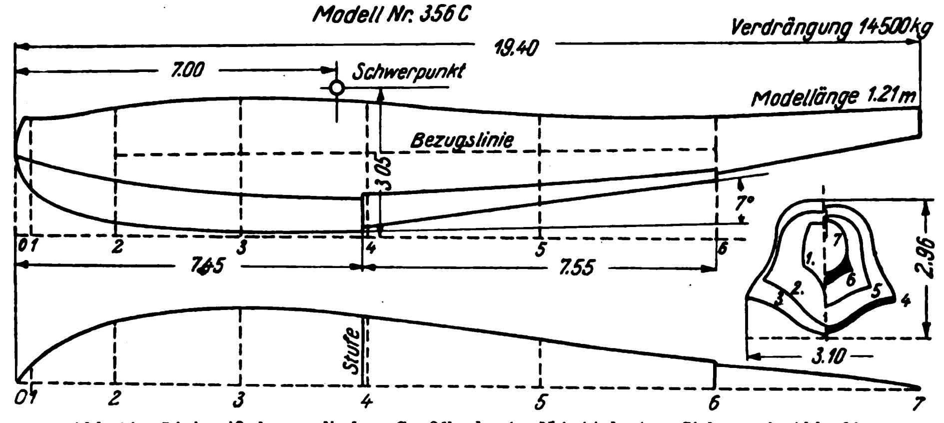


Abb. 31. Linienriß des englischen Großflugbootes N 4 Atalanta. Siehe auch Abb. 61.

Schleppversuche für Schwimmer und Flugboote gemacht. Art und Umfang richten sich nach den jeweiligen Anforderungen der Praxis. Wir entnehmen aus ihnen eine Reihe von Messungen, die einen gewissen dauernden Wert haben.

Von besonderem Interesse ist die Messung des Landestoßes bei verschiedener Kielung des Bootes[1]). Von den auf Abb. 26 ersichtlichen drei Formen ähnelt 377 A dem üblichen deutschen Normalschwimmer, 377 B dem amerikanischen Marineschwimmer und 377 C den englischen P-Booten. Die Vereinfachung des Überwasserschiffes ist belanglos. Die Modelle fielen mit wachsender Geschwindigkeit aufs Wasser. Mit dem Eintauchen geht die Fallgeschwindigkeit auf Null zurück und wird dann nach oben gerichtet. Der zu tief eingetauchte Schwimmer macht noch eine leichte Schwingung um die Gleichgewichtslage und

[1]) H. G. Bottomley, The Impact of a Modell Seaplane float on Water. Reports and Memoranda of the Advisory Committee for Aeronautics Nr. 583, März 1919.

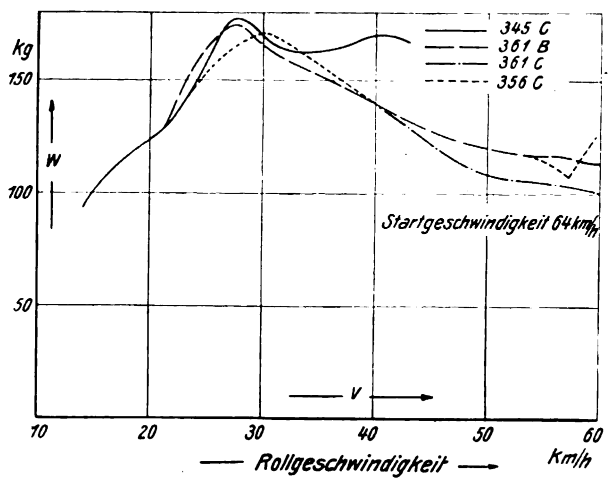


Abb. 32. Wasserwiderstand der Boote nach Abb. 29, 30 und 31.

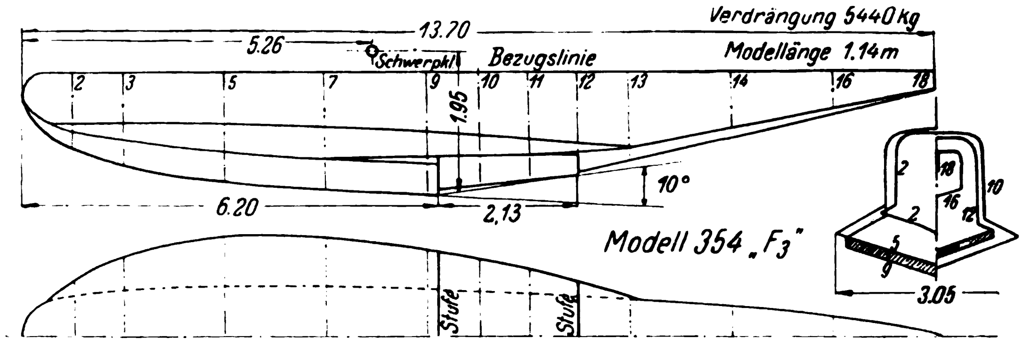


Abb. 33. Linienriß der F 3. Entwurf der englischen Versuchsanstalt zu Felixstone.

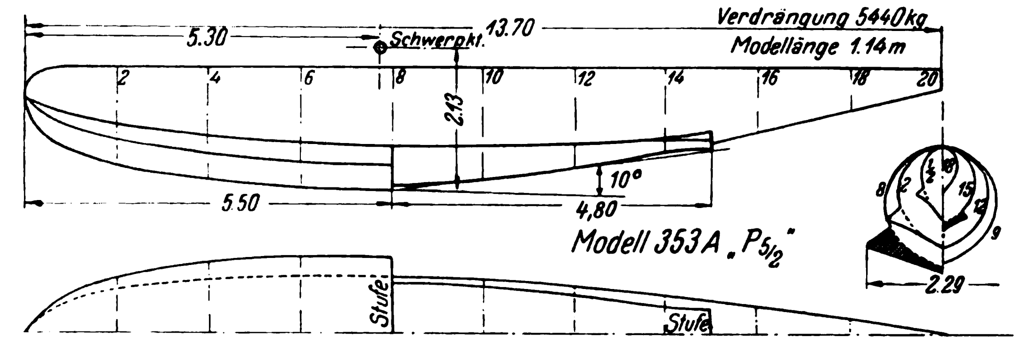


Abb. 34. Linienriß der P 5. Entwurf des Bootes von Linton Hope, des ganzen Flugzeuges Manning, Bauwerft English Elektric Co. Siehe auch Abb. 65.

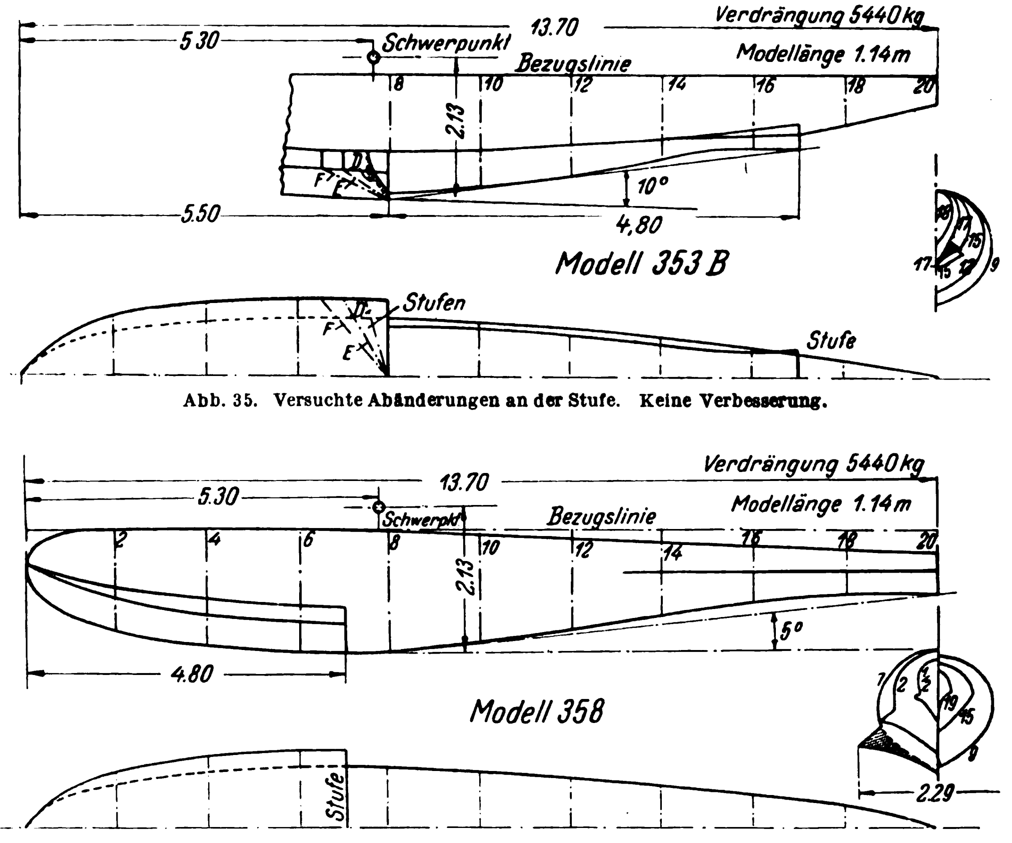


Abb. 35. Versuchte Abänderungen an der Stufe. Keine Verbesserung.

Abb. 36. Die P 5 mit erniedrigter Stufe. Hatte höheren Wasserstand.

kommt zur Ruhe. Die Aufwärtsgeschwindigkeit ist klein, die Beschleunigungen und Verzögerungen bleiben nicht unerheblich. Es müssen folgende Folgerungen gezogen werden:

1. Niedrige Landegeschwindigkeit oder bei gleicher Landegeschwindigkeit ein größeres Boot geben immer den kleineren Stoß.
2. Vergrößerung der Landegeschwindigkeit gestaltet sich beim ungekielten Schwimmer katastrophal, beim gekielten erträglich (s. Abb. 27).
3. Erstmalige Berührung des Wassers durch das Bootshinterteil gibt unter sonst gleichen Umständen den geringsten Stoß (Abb. 28).

. Die Form 377 B gibt mit wenig Ausnahmen den geringsten Schlag. Die Form 377 C schließt sich eng an.

Abb. 29, 30 und 31 zeigen die Linienrisse der Großflugboote N 4-Titania und N 4-Atalanta[1]). Als die Titania schon im Bau war, wurden erst Schleppversuche gemacht. Die Stufe sollte zuerst in der Mitte fehlen und nur an der Seite sein. Infolge zu hohen Wasserwiderstandes mußte sie über die ganze Breite nachträglich durchgeführt und auch an der Seite vergrößert werden (Abb. 32). Der Widerstand mit zu kleiner Stufe ist typisch ähnlich dem mit fehlender Stufe. Er nimmt nach der kritischen Geschwindigkeit nicht genügend ab. Die Titania war einwandfrei. Der Widerstand selbst ist infolge geringer Belastung der recht großen Boote trotz starker Kielung gering.

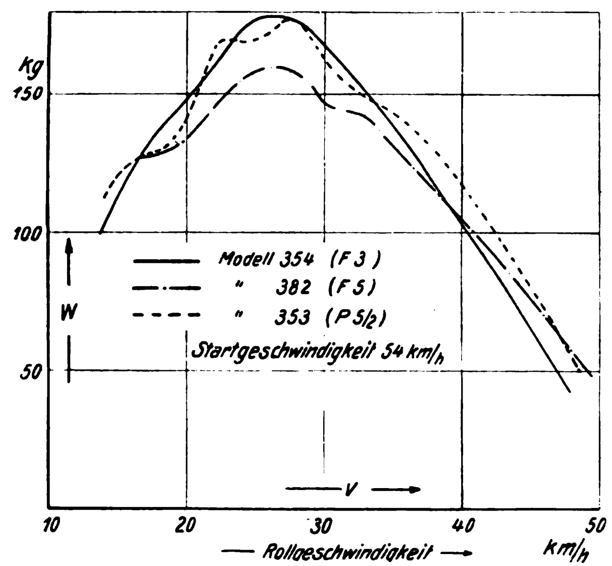


Abb. 37. Vergleich des Widerstandes der P 5 mit F 3.

Um einen Vergleich zu erzielen, sind die Geschwindigkeiten und Wasserwiderstände gleichmäßig auf 1000 kg Gesamtgewicht umgerechnet.

Ein Vergleich[2]) der F-Boote (Entwürfe der Versuchsanstalt zu Felixstone mit dem Konkurrenzflugzeug der English Elektric-Co.[3]) Phoenix Cork P 5[4]) ergab folgendes:

1. Die F-Boote (Abb. 33) ergaben infolge des großen Gleitbodens 12 vH geringere Widerstände und geringeres Spritzwasser als die P-Boote (Abb. 34), sprangen aber bedeutend leichter.
2. Vorverlegung der ersten Stufe am F-Boot um 0,72 m und Rückverlegung der zweiten erhöhte den Wasserwiderstand um 12 vH bei besserer Längsstabilität auf dem Wasser.
3. Rückverlegung der hinteren Stufe am P 5 (Abb. 35) beseitigte 0,6 m über das Boot steigendes Spritzwasser. Dafür aber der Hintersteven im Wasser.
4. Zuspitzung der Stufe am P-Boot im Grundriß nach Abb. 35 zur Verkleinerung des Landestoßes ergab infolge Verminderung des wirksamsten Teiles vom Gleitboden mehr Widerstand und Spritzwasser.
5. Erniedrigung der Stufe im inneren Teil auf den Kiel nach Abb. 36 ergab ungenügendes Abreißen vom Wasser und damit viel zu hohen Wasserwiderstand.
6. In allen Fällen konnte die Neigung zum Springen durch kleine kopf- oder schwanzlastige Momente beseitigt werden.

(Zahlen siehe Abb. 37.)

Es wurde auch untersucht, ob man nicht die Querstufe durch eine oder mehrere Längsstufen[1]) ersetzen kann (Abb. 38). Ernsthaft in Frage kommt eine solche Lösung nicht, da auch dann, wenn sie hydrodynamisch einwandfrei wäre, sie zu schwer und zu teuer wird. Aber schon der Widerstand ist zu hoch und fällt nach der kritischen Geschwindigkeit zu wenig (Abb. 39). Ausschlaggebend ist der zu kleine Laufwinkel und die Größe der Wassermomente, die mit normalem Höhenleitwerk nicht beherrscht werden können.

Die Form der P 5 wird zahlreichen Abänderungsversuchen unterworfen[2]). Eine Verbreiterung der Form ist in zwei verschiedenen Arten versucht worden (Abb. 40). Das Resultat (Abb. 41) verblüfft zunächst durch den geringen Einfluß verschiedener Belastungen bei gleicher Bootsgröße. Jede Verbreiterung der Form ergibt erhöhten Widerstand.

Wertvoller sind die Messungen mit verschiedenem Winkel des Vorderteiles (Abb. 42). Man ersieht aus Abb. 44, daß man ein Boot um so mehr belasten darf, ohne größere Spritzwasserbildung zu erhalten, je steiler der Bug hochgezogen und je größer sein Überhang wird. Der Wasserwiderstand gestaltet sich allerdings mit wachsender Steilstellung größer. Für Abb. 44, in der die Widerstände für 1000 kg Gesamtgewicht erscheinen, kann man die Bedingung auch so fassen, daß mit stärkerer Aufrichtung des Buges das Boot bei gleicher Spritzwasserbildung und geringem Mehrwiderstand kleiner gehalten werden kann.

Auf Grund dieser Versuche wurden 2 neue Bugformen untersucht (Abb. 43). Ihr Wasserwiderstand ist ebenfalls in Abb. 44 ersichtlich. Die Verteilung des Wasserwiderstandes wurde durch Teilen des Modelles an der Stufe und Messen des Resultierenden auf Vorder- und Hinterteil ermittelt (Abb. 45). Der Widerstand des Hinterteiles bleibt belanglos.

Der Einfluß einer Verschmälerung[3]) des Bootes wurde ebenfalls untersucht (Abb. 50). Das Resultat (Abb. 51 bis 53) ist für Linton Hope, den geistigen Vater der Form, recht schmeichelhaft, denn genau wie eine Verbreiterung erhöhten Widerstand gibt, wächst auch durch Verschmälerung der Widerstand. Er hatte auf Grund seiner Erfahrungen im Motorbootsbau gleich das Richtige getroffen.

[1]) Baker and Keary, Experiments with Models of Flying Boat Hull., Reports and Memoranda of the Advisory Committee for Aeronautics, Nr. 472, Sept. 1918.

[2]) Baker and Keary, Experiments with Models of Seaplane Floats. Reports and Memoranda of the Advisory Committee for Aeronautics, Nr. 483, Dez. 1918.

[3]) Linton Hope, Flugbootskörper, The Journal of the Society of Aeronautical Engineers, Aug. 1920.

[4]) Flight, 13. März 1924.

Doppeldecker mit 2 Rolls-Royce PS oder 2 Napier Lion-Motoren.

Hersteller	Staat	Industrie	Industrie
Typ	F 5	P 5/I und P 5/II	P 5/III
Leergewicht . . . . t	4,07	3,30	3,58
Zuladung . . . . t	1,61	1,90	2,00
Gesamtgewicht . . . . . t	5,68	5,20	5,58
Motorleistung . . . . . PS	720	720	900
Geschwindigkeit . . . km/h	141	167	176
Steigzeit auf:			
0,6 km . . . . . . min	7	4	3,3
2,0 km . . . . . . min	30	15	14
3,0 km . . . . . . min	—	30	25
Gipfelhöhe . . . . . . km	2,1	4,0	4,0

[1]) Baker and Keary, Experiments with Model Flying Boat Hulls 24th Series Report. Comparison of longitudinal with transverse steps. Reports and Memoranda of the Aeronautics Research Committee No. 893. Aug. 1923.

[2]) Baker and Keary, Experiments with Model Flying Boat hulls and Seaplane Floats. 19th Series Report. Possibility of Loading a flying boat, the beam and the angle forebody being varied. Reports and Memoranda of the Aeronautical Research Committee No. 655, Jan. 1920.

[3]) Baker and Keary, Experiments with Models of Seaplane Floats, Reports and Memoranda of the Advisory Committee for Aeronautics No. 300, Nov. 1916.

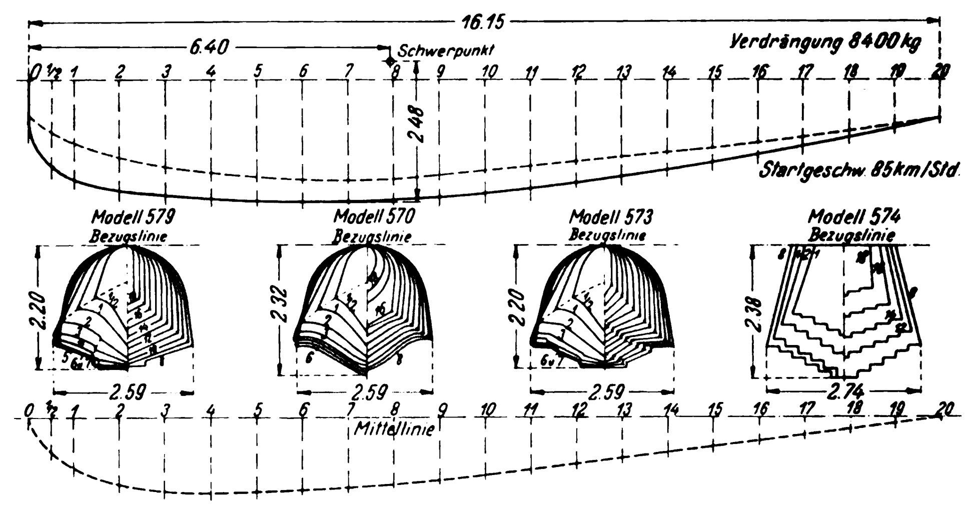


Abb. 38. Linienriß von 4 Booten mit Längsstufe ohne Querstufe.

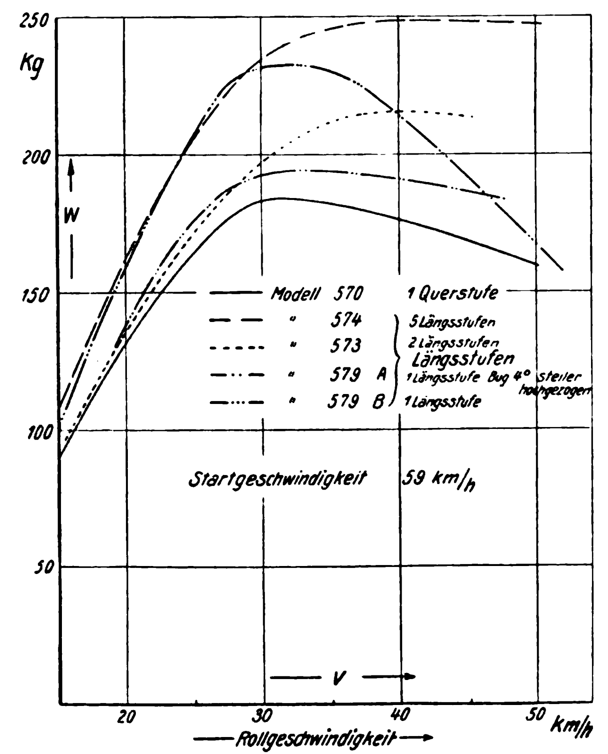


Abb. 39. Wasserwiderstand der Boote mit Längsstufen, verglichen mit Querstufe. Letztere überlegen.

Versuche an 3 Booten ganz großer Verdrängung (45,4 t) mit normaler Abfluggeschwindigkeit[1]) ergeben sehr niedrige Wasserwiderstände, da die Abfluggeschwindigkeit im Verhältnis zur Größe sehr klein wird. In Abb. 49 tritt dies durch die Umrechnung auf 1000 kg Verdrängung deutlich zutage. Man vergleiche Bootslänge, kritische Geschwindigkeit und Wasserwiderstand mit Abb. 44.

Der Luftwiderstand eines Zweischwimmerpaares ist nicht viel größer als der eines älteren Normalfahrgestelles. Messungen darüber hat Prandtl durchgeführt. Eine planmäßige Untersuchung des Luftwiderstandes von Flugbootskörpern mit Sitzöffnungen und M. G.-Kränzen haben die Engländer durchgeführt.

Daß die P 5 ohne Stufen höheren Widerstand hat, dürfte falsch sein. Die Anblasegeschwindigkeit betrug 24 m/s. Die Messungen sind wenig hochwertig und haben vorwiegend Vergleichswert untereinander. Ein ganz glatter

---

[1]) Keary, Experiments with Models of Flying Boat Hulls and Seaplane Floats. 22 th Series Report. Comparison of the Vigilant straight Frame type and Curved section flying boats. Reports and Memoranda of the Aeronautical Research Committee No. 785, Jan. 1922.

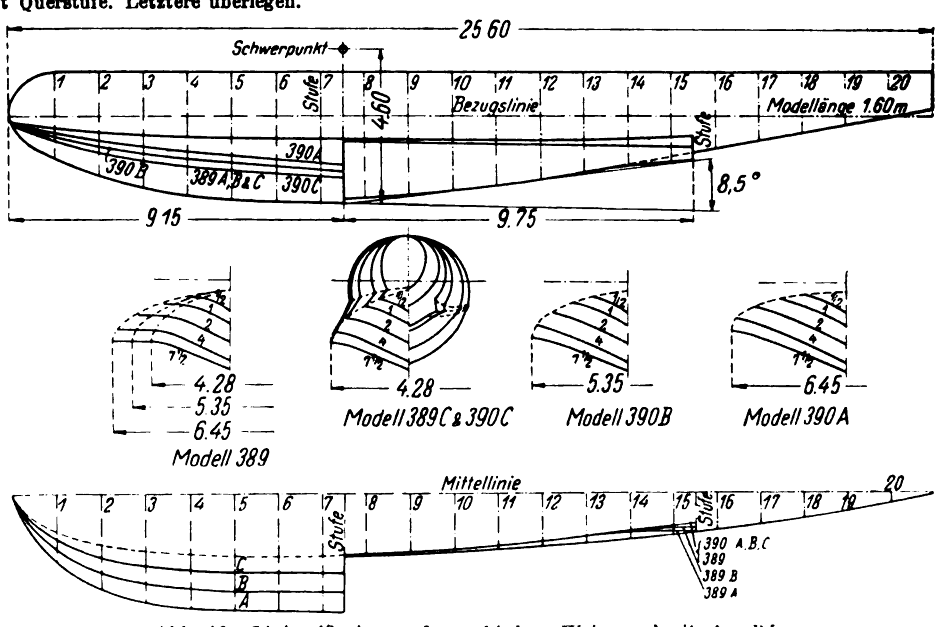


Abb. 40. Linienriß eines auf verschiedene Weise verbreiterten P 5.

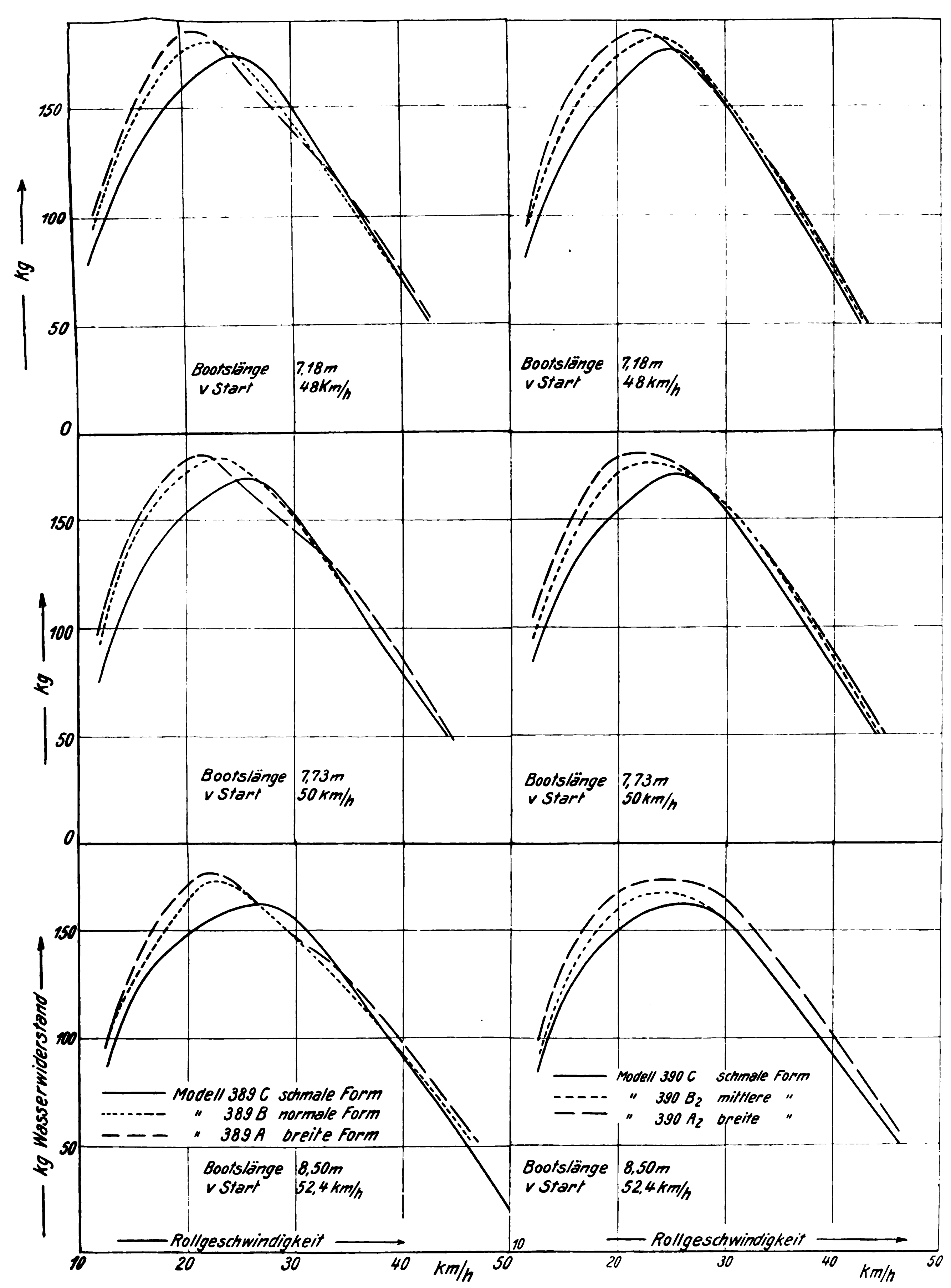
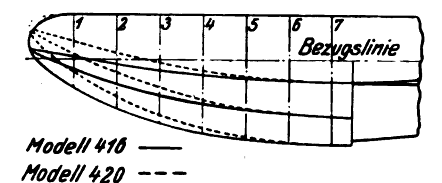


Abb. 41. Einfluß der Verbreiterung auf den Wasserwiderstand.



Von Spant 6 bis zum Heck wie Modell 389 C
Von Spant 6 bis zum Bug Spanten von 389 C
— ausgenommen Spant 1 — hochgeschoben
auf die neue Kiellinie.

Abb. 42. Linienriß einer P 5 mit verschiedener Stellung des Vorderteiles.

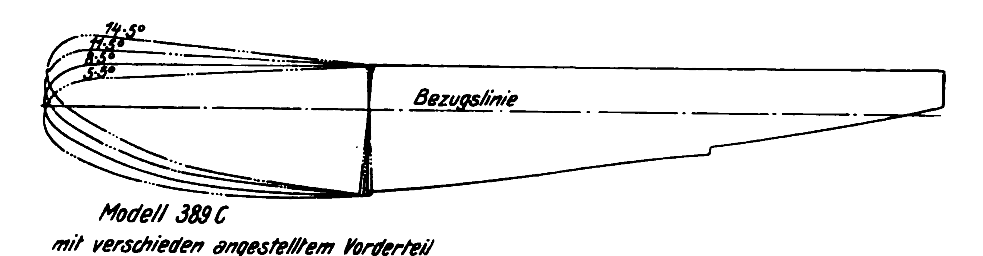


Abb. 43. Auf Grund der Versuche mit den Modellen der Abb. 42 gewonnener neuer Linienriß.

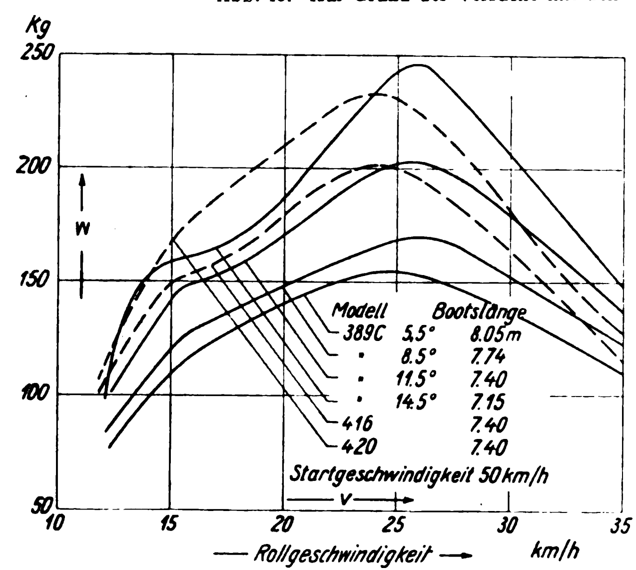


Abb. 44. Wasserwiderstand der Modelle nach Abb. 42 und 43 unter der Bedingung genau gleicher Spritzwasserverhältnisse.

Stromlinienkörper hat nach Prandtl ein c_w von rd. 0,05, also weniger als die Hälfte.

Im allgemeinen ist ein Zweischwimmerflugzeug oder kleines Flugboot einem gleichwertigen Landflugzeug aerodynamisch unterlegen. Dagegen ist ein doppelmotoriges Flugboot einem gleichgroßen zweimotorigen Landflugzeug in den meisten Fällen aerodynamisch überlegen.

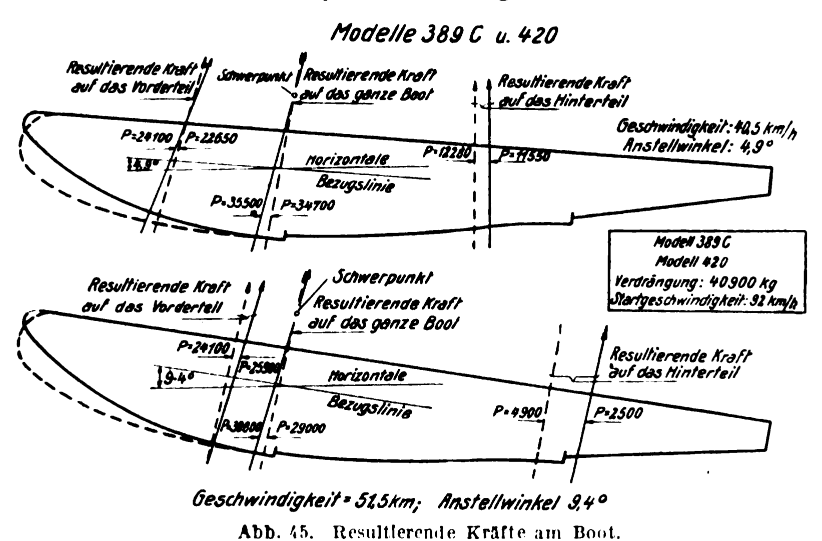


Abb. 45. Resultierende Kräfte am Boot.

Luftwiderstände von Flugbootsrümpfen:

Typ	Abb.	Widerstandsbeiwert $C_w = \frac{w}{Fq}$
P 5	34	0,1170
P 5 ohne Stufen	34	0,1438
N 4 Titania	29	0,1048
N 4 Atalanta	31	0,1074
F 3	33	0,1290

Die verschiedenen Bauformen.

In der Literatur finden Normalbauarten meist weniger Beachtung als abnormale. Es ist aber in der Praxis so, daß die Zahlen, die man über solche Flugzeuge liest, meist falsch sind. Die Erbauer abnormaler Flugzeuge sollten immer bedenken, daß es nur dann Zweck hat, neue Formen zu wählen, wenn damit ausreichnend große Vorteile entstehen, oder zu teure Patente umgangen werden. In jedem anderen Falle ist Beibehalten bewährter Formen und Einzelteile das Richtige.

Es sind Zweischwimmerflugzeuge gebaut worden von 0,5 bis 10 t Gesamtgewicht, Flugboote von 0,5 bis 16 t. Solange keine Seefähigkeit gefordert wird, ist die Frage, ob Boot oder Schwimmer eine Frage der Zweckmäßigkeit. Wird Seetüchtigkeit gefordert, so ist unter 2 bis 3 t Gesamtgewicht das Zweischwimmerflugzeug überlegen, darüber das Flugboot. Die Frage der Zweckmäßigkeit für Flugzeuge über 2 bis 3 t Gesamtgewicht hat zugunsten des Bootes entschieden. Bei kleinen Mustern ist der Vorteil bald auf der einen, bald auf der anderen Seite, oft auch bei beiden Lösungen gleichmäßig.

A) Zweischwimmerflugzeuge.

Ein Zweischwimmerflugzeug ist im großen und ganzen ein aufs Wasser gesetztes Landflugzeug. Es muß infolge der großen Seitenmomente der langen vornliegenden Schwimmer größeres Seitenleitwerk erhalten. Zum guten Manövrieren auf dem Wasser vor dem Wind sollte die Seitenflosse klein und das -Ruder groß sein Die Schraube sollte 0,5 m über dem Wasserspiegel sein. Den Schwimmerabstand bemißt man zu $^1/_6$ der Spannweite. Hier liegen noch keine planmäßigen Untersuchungen über die Stabilität auf dem Wasser vor. Man arbeitet momentan ausschließlich nach Erfahrung. Um bei Leck-

werden eines Schwimmers den Totalverlust des Flugzeuges zu vermeiden, schottet man ab, so daß 5 bis 7 wasserdichte Kammern entstehen. Für die Stabilität des lecken Zweischwimmers existieren noch keine Untersuchungen.

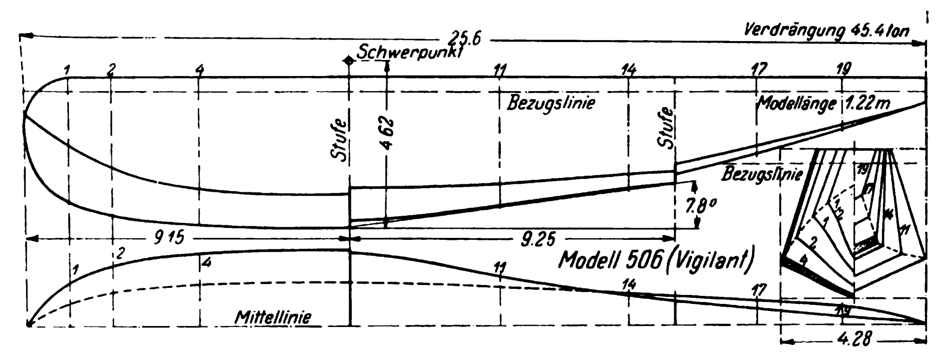


Abb. 46. Linienriß der Vikers Vigilant. Spanten überall gerade.

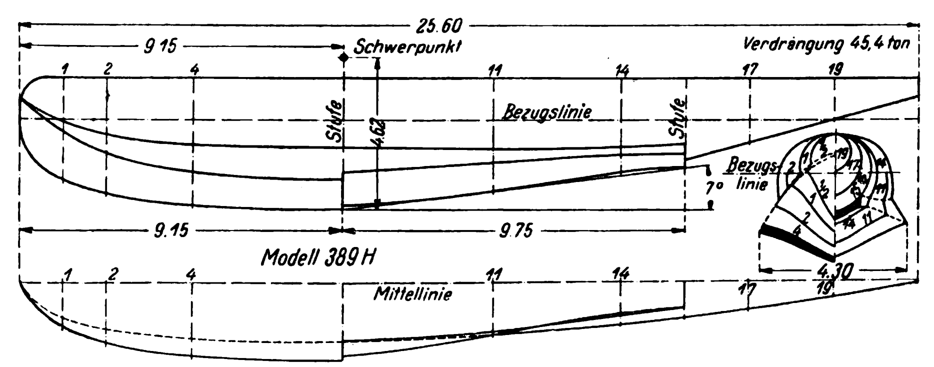


Abb. 47. Linienriß eines Vergleichsmodells zu Abb. 46 mit gebogenen Spanten.

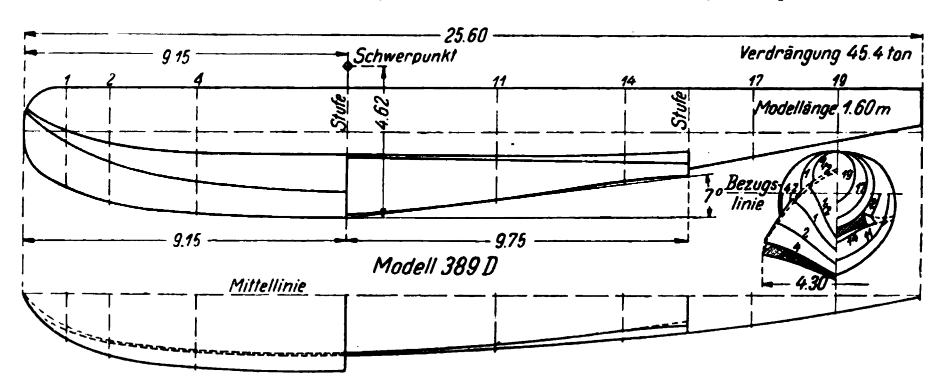


Abb. 48. Linienriß eines Vergleichsmodells zu Abb. 46 mit gebogenen Spanten.

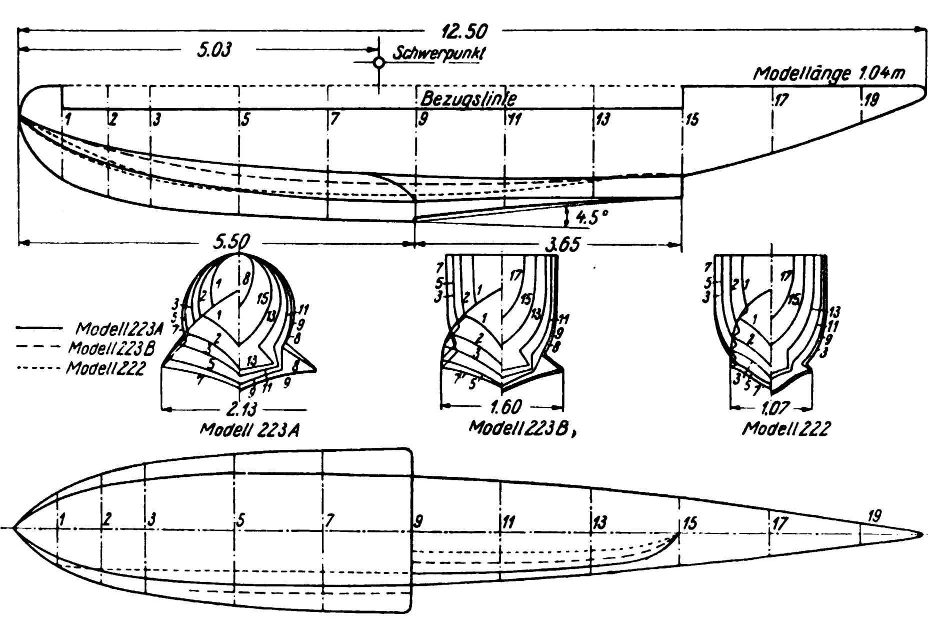


Abb. 50. Drei verschiedene Breiten der P 5.

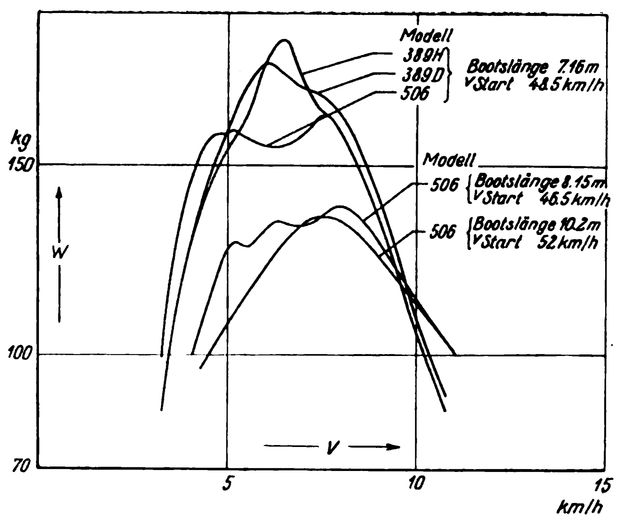


Abb. 49. Wasserwiderstand der Boote nach Abb. 46, 47 und 48.

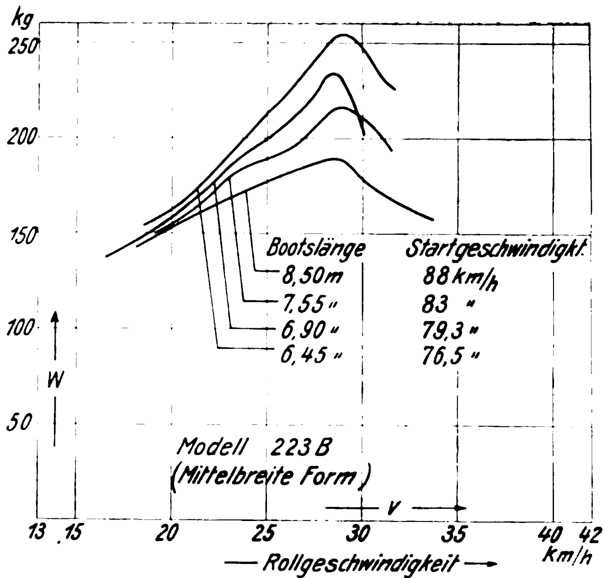


Abb. 52. Wasserwiderstand der wenig schmäleren P 5.

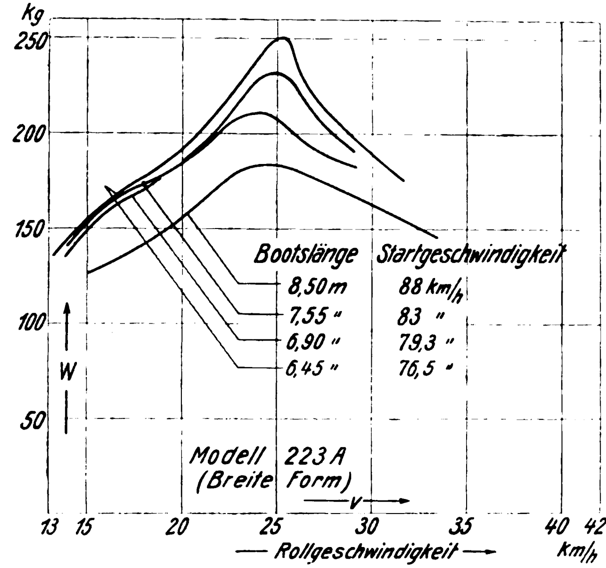


Abb. 51. Wasserwiderstand der normalen P 5.

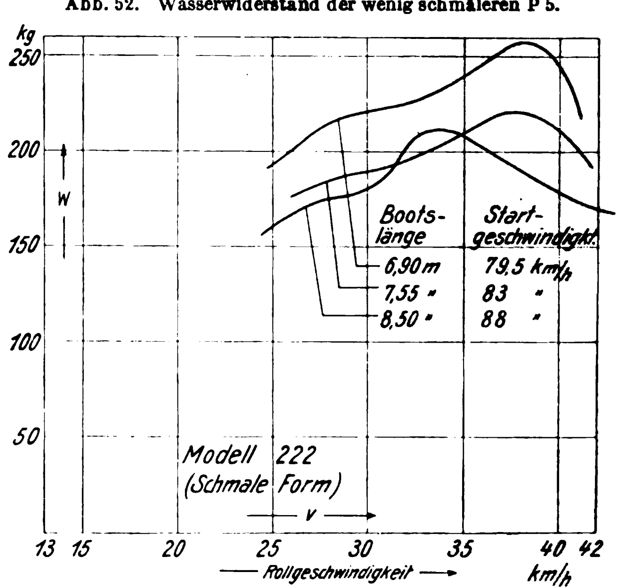


Abb. 53. Wasserwiderstand der stark verschmälerten P 5.

Vergleich verschiedener Schwimmerarten.

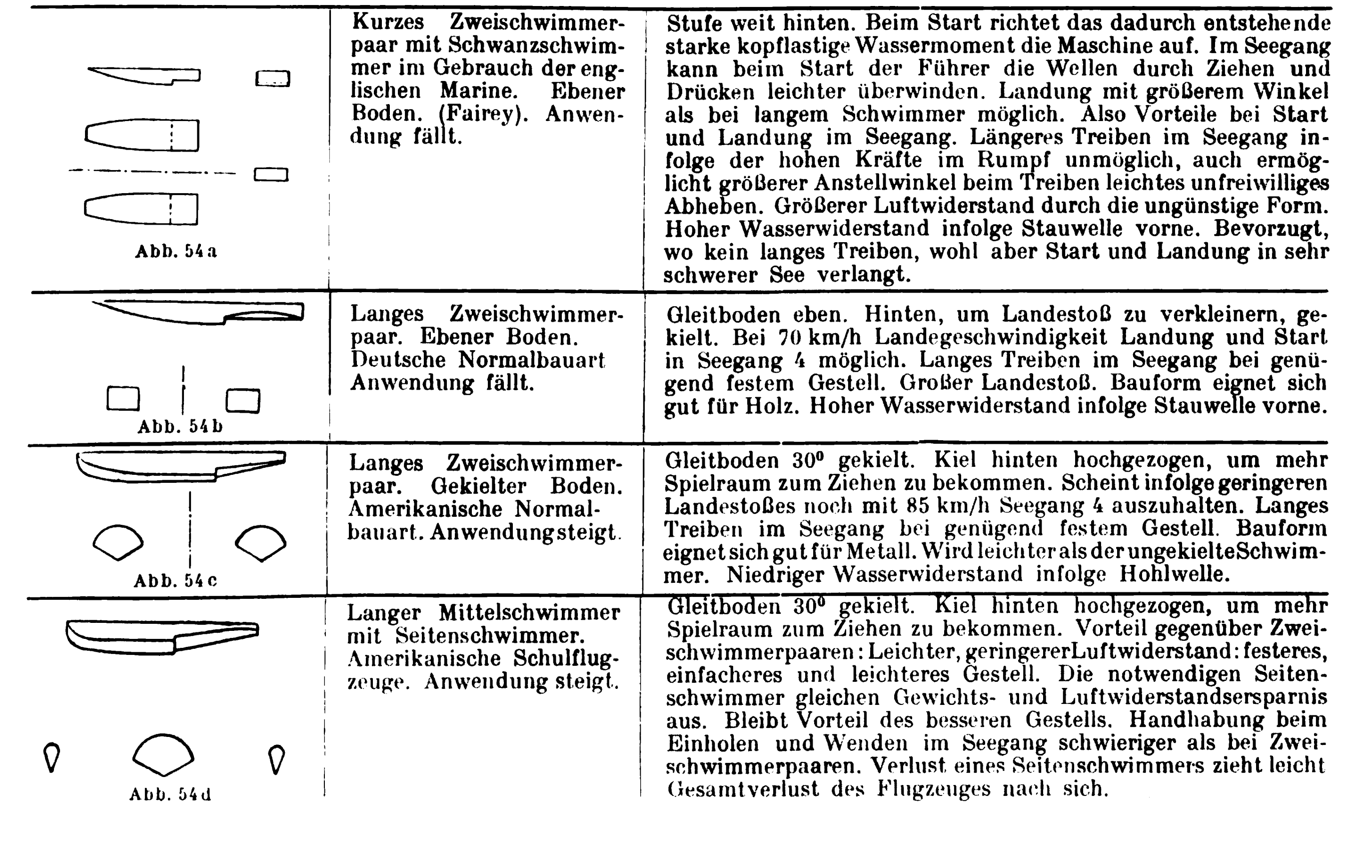


Abb. 54a	Kurzes Zweischwimmerpaar mit Schwanzschwimmer im Gebrauch der englischen Marine. Ebener Boden. (Fairey). Anwendung fällt.	Stufe weit hinten. Beim Start richtet das dadurch entstehende starke kopflastige Wassermoment die Maschine auf. Im Seegang kann beim Start der Führer die Wellen durch Ziehen und Drücken leichter überwinden. Landung mit größerem Winkel als bei langem Schwimmer möglich. Also Vorteile bei Start und Landung im Seegang. Längeres Treiben im Seegang infolge der hohen Kräfte im Rumpf unmöglich, auch ermöglicht größerer Anstellwinkel beim Treiben leichtes unfreiwilliges Abheben. Größerer Luftwiderstand durch die ungünstige Form. Hoher Wasserwiderstand infolge Stauwelle vorne. Bevorzugt, wo kein langes Treiben, wohl aber Start und Landung in sehr schwerer See verlangt.
Abb. 54b	Langes Zweischwimmerpaar. Ebener Boden. Deutsche Normalbauart Anwendung fällt.	Gleitboden eben. Hinten, um Landestoß zu verkleinern, gekielt. Bei 70 km/h Landegeschwindigkeit Landung und Start in Seegang 4 möglich. Langes Treiben im Seegang bei genügend festem Gestell. Großer Landestoß. Bauform eignet sich gut für Holz. Hoher Wasserwiderstand infolge Stauwelle vorne.
Abb. 54c	Langes Zweischwimmerpaar. Gekielter Boden. Amerikanische Normalbauart. Anwendung steigt.	Gleitboden 30° gekielt. Kiel hinten hochgezogen, um mehr Spielraum zum Ziehen zu bekommen. Scheint infolge geringeren Landestoßes noch mit 85 km/h Seegang 4 auszuhalten. Langes Treiben im Seegang bei genügend festem Gestell. Bauform eignet sich gut für Metall. Wird leichter als der ungekielte Schwimmer. Niedriger Wasserwiderstand infolge Hohlwelle.
Abb. 54d	Langer Mittelschwimmer mit Seitenschwimmer. Amerikanische Schulflugzeuge. Anwendung steigt.	Gleitboden 30° gekielt. Kiel hinten hochgezogen, um mehr Spielraum zum Ziehen zu bekommen. Vorteil gegenüber Zweischwimmerpaaren: Leichter, geringerer Luftwiderstand: festeres, einfacheres und leichteres Gestell. Die notwendigen Seitenschwimmer gleichen Gewichts- und Luftwiderstandsersparnis aus. Bleibt Vorteil des besseren Gestells. Handhabung beim Einholen und Wenden im Seegang schwieriger als bei Zweischwimmerpaaren. Verlust eines Seitenschwimmers zieht leicht Gesamtverlust des Flugzeuges nach sich.

Die Gegenüberstellung auf Seite 146 zeigt die Vor- und Nachteile verschiedener Schwimmerbauarten.

Am wichtigsten ist, daß der amerikanische Marineschwimmer 32 bis 35 vH geringeren Widerstand hat als der deutsche Normalschwimmer. Der deutsche schiebt eine

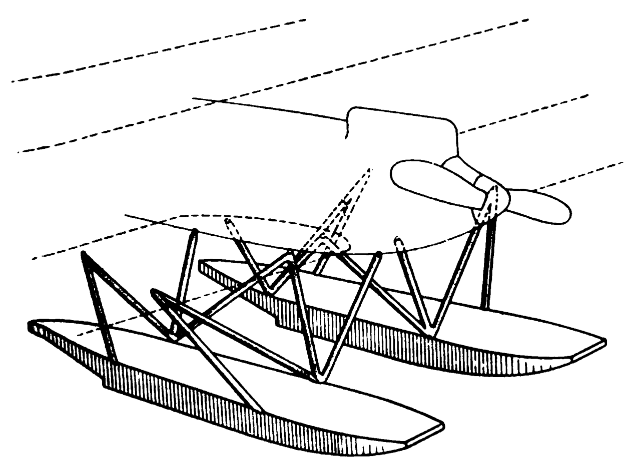


Abb. 55. Schwimmergestell des Friedrichshafener Doppeldeckers F 49 B. Zahlreiche Streben.

Stauwelle vor sich her, während der amerikanische in einer Hohlwelle läuft. Die Spritzwasserbildung am Modell ist bei der gekielten Form etwas kleiner. Der Lauf ist mit

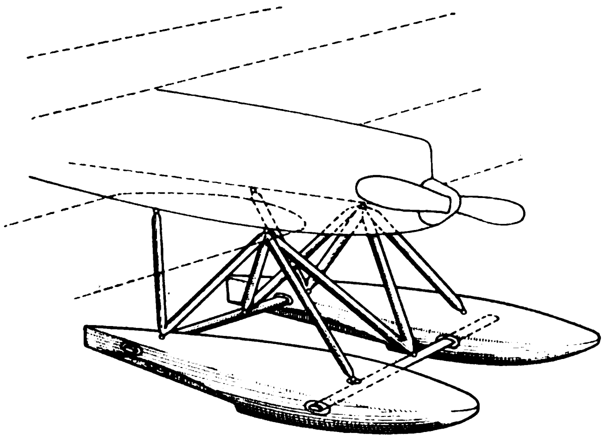


Abb. 56. Schwimmergestell der Udet U 13 »Bayern«. Möglichst wenig Streben. Verbindungsrohre zwischen den Schwimmern sehr kräftig.

ebenem Boden ruhig, bei gekieltem tänzelt der Schwimmer leicht. Im ganzen genommen ist der gekielte Schwimmer der ungekielten Bauart weit überlegen.

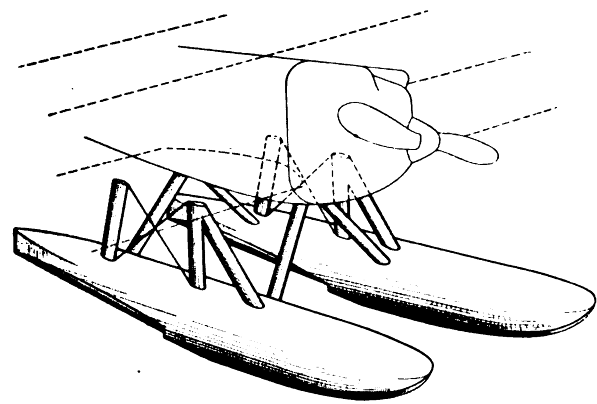


Abb. 57. Schwimmergestell der Curtiss CS Torpedo-Maschine.

Der Schwimmerabstand übt nur kleinen, zu vernachlässigenden Einfluß auf den Widerstand aus.

Das Schwimmergestell soll den Landestoß aufnehmen und bei langem Treiben auf See die Kräfte zwischen den Schwimmern. Früher bildete es einen Wald von Streben. Heute wird es gründlich statischer Rechnung unterworfen. Folgende Kräfte müssen in Ansatz gebracht werden:

1. Stoß von vorne $^1/_3$ der Gleitbodenlänge vom Bug entfernt,
2. Stoß unter der Stufe,
3. Stoß am Hinterteil,
4. Drehmoment um die Längsachse,
5. Stoß von der Seite, die Schwimmer auseinanderziehend oder zusammendrückend,
6. Kombination verschiedener Kräfte, z. B. Stoß vorne am rechten Schwimmer und unter der Stufe am linken Schwimmer, begleitet von einem Drehmoment um die Längsachse, ein Fall, der eintritt, wenn man im Winkel von 45° zu den Wellen anwassert.

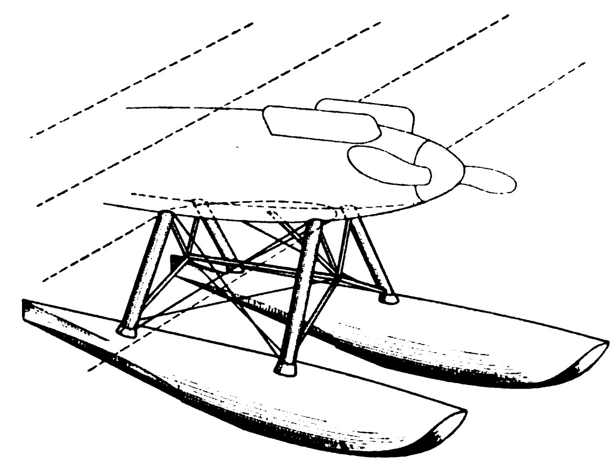


Abb. 58. Ein Schwimmergestell, wie es nicht sein soll.

Dieser Fall kann schwerer sein, als Stoß vorne rechts und hinten links begleitet mit Drehmoment. Abb. 58 ist ein typisches Beispiel eines Schwimmergestelles, das nicht hochseefähig ist, da zwischen den Schwimmern wirkende Seitenkräfte und Drehmomente um die Längsachse nicht genügend aufgenommen werden.

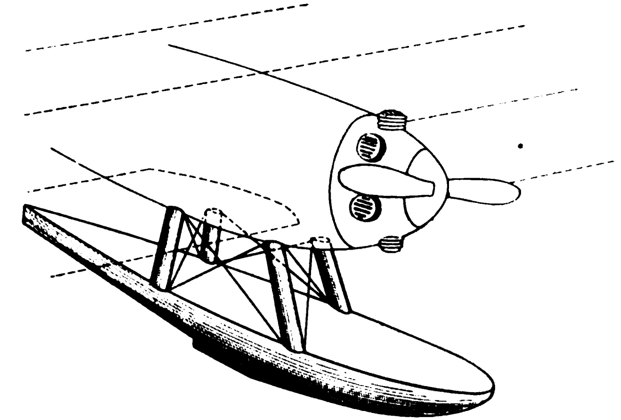


Abb. 59. Einschwimmergestell.

Lewe [1]) gibt für hochseefähige Flugzeuge (Seegang 4) bei 80 km/h Landegeschwindigkeit und ungekieltem Boden für den

Stoß von vorne: sechsfaches Gewicht,
Stoß von hinten: vierfaches Gewicht,
Stoß von der Seite: zweifaches Schwimmergewicht an.

Die Kräfte wachsen mit dem Quadrat der Landegeschwindigkeit relativ zum Wasser. Da man bei Seegang 4 mit

[1]) V. Lewe, Form und Festigkeit der Seeflugzeugunterbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit, ZFM 1920, S. 124.

Gegenwind in Höhe der halben Abfluggeschwindigkeit zu rechnen hat, so bringt z. B. Erhöhung der Kleinstgeschwindigkeit in der Luft von 70 auf 100 km/h eine relativ zum Wasser von 35 auf 65 km/h. Die Quadrate steigen von 4900/10000 = 2,04 auf 1220/4250 = 13,5. Diese Rechnung beschränkt sich natürlich auf den Schlag schwerer Wellen beim Anwassern im Seegang.

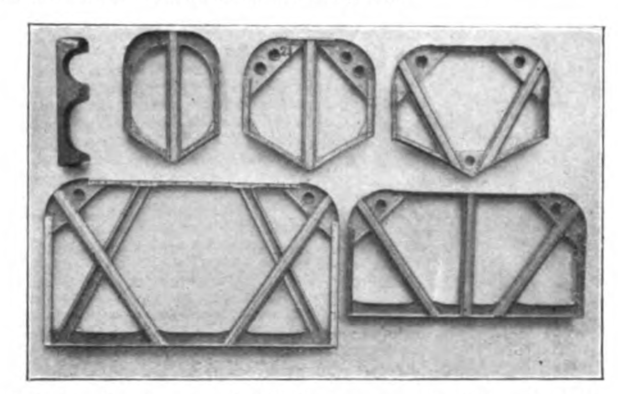


Abb. 60. Spanten von Metallschwimmern. Hersteller: Udet Flugzeugbau.

Bei elastischem Gestell werden die Kräfte geringer, da der Stoß nicht zur vollen Auswirkung kommt. Der Grad der ratsamen Elastizität ist aber schwer zu bestimmen. Mittel zur Erzielung von Nachgiebigkeit sind Kabel und Holzstreben. Abfederung des Schwimmers wurde oft versucht, hat sich aber nicht durchgesetzt. Die Gründe können möglicherweise in falscher Anbringung liegen. Bei der Gestellberechnung ist natürlich das Schwimmergewicht abzuziehen.

B) Flugboote.

Bei einem Gesamtgewicht von 3 bis 5 t wird das Flugboot dem Zweischwimmerflugzeug überlegen. Die Hauptgründe hierfür sind folgende:

1. Gesamtaufbau.

Bei dieser Größe beginnt man das Triebwerk zu dezentralisieren und erhält auch beim Zweischwimmerflugzeug seitliche Triebwerksgondeln. Das Innere eines Flugbootes ist geräumiger als ein entsprechender Flugzeugrumpf.

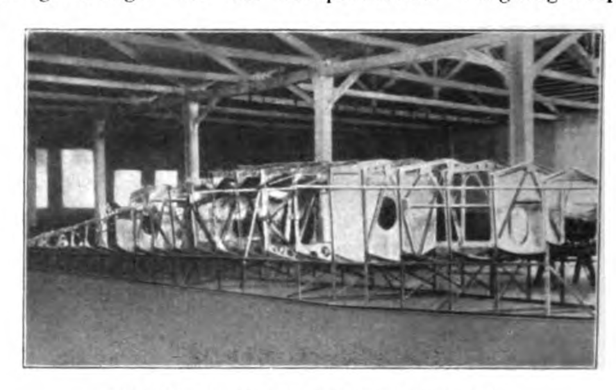


Abb. 63. Spantengerippe von Dornier Wal.

2. Seefähigkeit.

Ein Flugboot dieser Größe ist bei genügend geringer Landegeschwindigkeit hochseefähig. Beim Zweischwimmerflugzeug dieser Größe wachsen die Kräfte zwischen den Schwimmern beim Treiben im Seegang sehr stark.

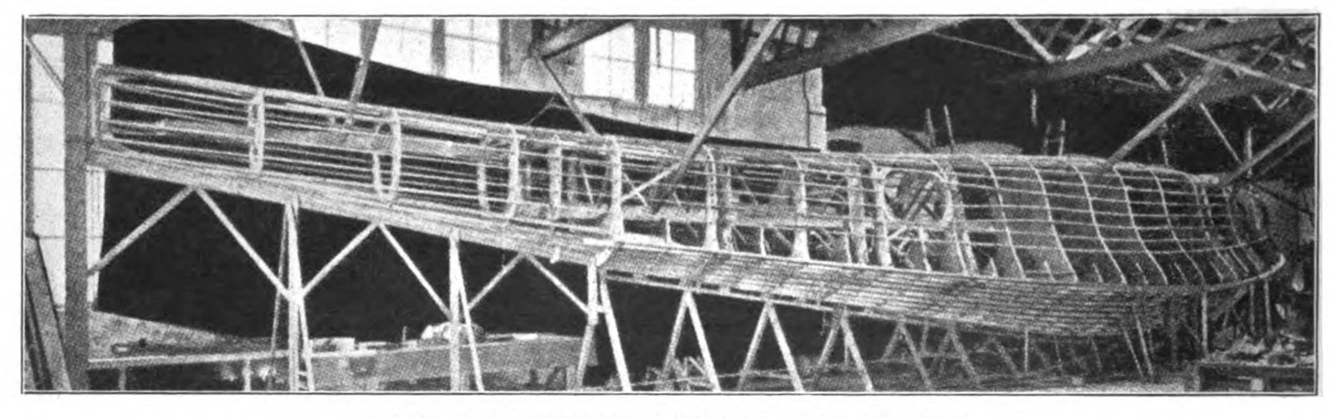


Abb. 61. Spantengerippe der N 4 Atalanta. Siehe auch Abb. 31.

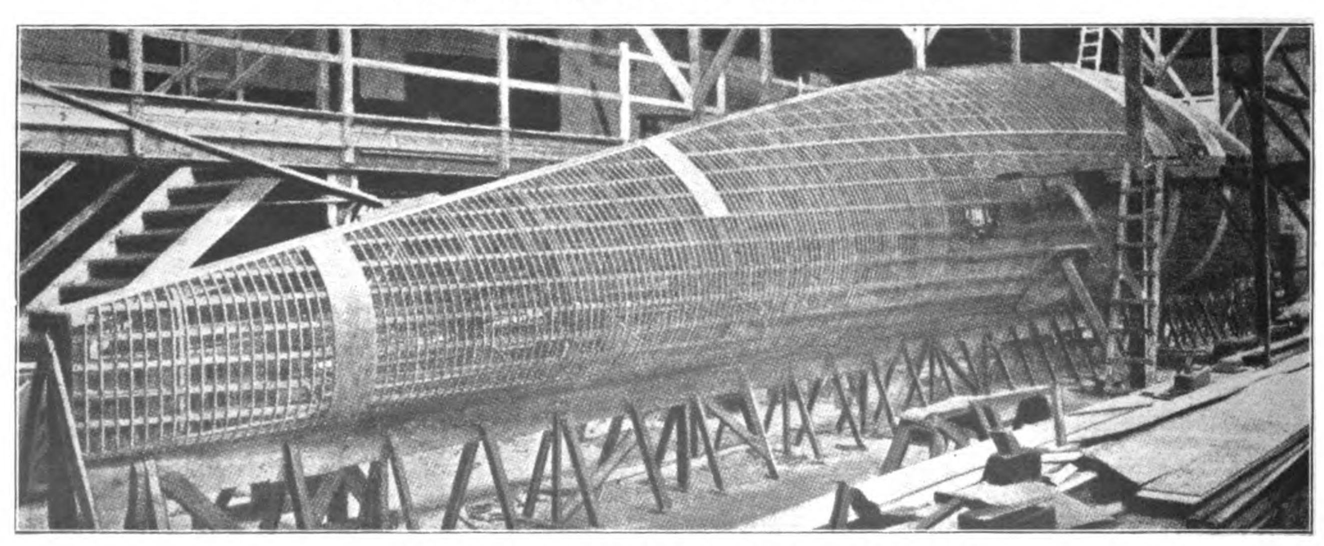


Abb. 62. Spantengerippe der N 4 Titania. Siehe auch Abb. 29 u. 30.

3. Luftwiderstand.

Die Form eines Flugbootes läßt aerodynamisch, abgesehen von der Stufe, nichts zu wünschen übrig. Infolgedessen hat ein Flugbootskörper einschließlich Seitenschwimmern weniger Luftwiderstand als ein entsprechender Rumpf mit Schwimmern und Gestell.

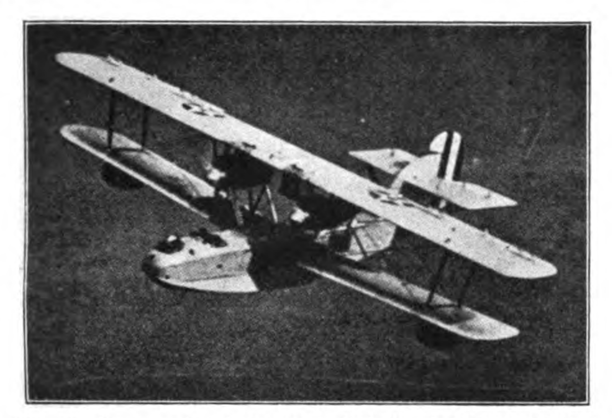


Abb. 64. Der amerikanische PN 9. Metallboot, Holzfläche Fortentwicklung der englischen F-Boote.

4. Wasserwiderstand.

Gegenüber gekielten Zweischwimmerpaaren ist praktische Gleichheit und gegenüber ungekielten deutschen große Überlegenheit festzustellen. Großflugboote haben oft kleineren Widerstand als große Zweischwimmerflugzeuge.

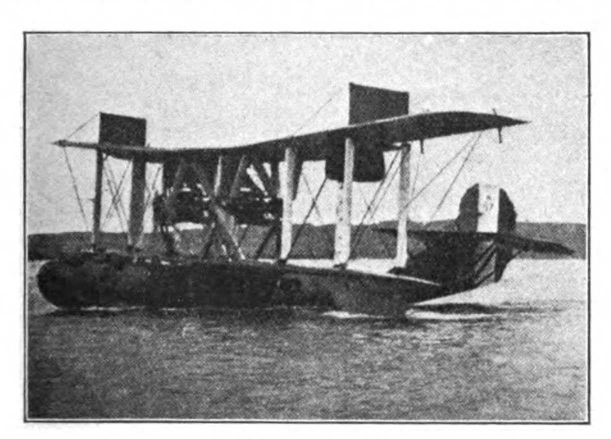


Abb. 65. Der P 5.

5. Gewicht.

Ein mehrmotorisches Zweischwimmerflugzeug ist weit schwerer als ein entsprechendes Flugboot.

6. Handhabung.

Ein Flugboot dieser Größe ist auf dem Wasser leichter zu handhaben.

Kein Wunder, daß bei dem Ehrgeiz der meisten Konstrukteure, einen eigenen Weg zu gehen, in dieser Größe die verschiedensten Bauformen zu finden sind. Abb. 68 zeigt eine Zusammenstellung verschiedener Muster. Durch den oberhalb der Mittelkraft des Widerstandes des angreifenden Schraubenschub entsteht im Gleitflug Kopflastigkeit, die durch gute aerodynamische Durchbildung stark gemildert werden kann.

Die Längsstabilität auf dem Wasser wird durch den aus anderen Gründen schon notwendigen langen Bug erzielt. Zur Beurteilung der Stabilität des lecken Bootes können die Untersuchungen der Stabilität des lecken Schiffes herangezogen werden. Der Unterflügel soll 1,5 über dem Wasser sein, die Sitzöffnungen mindestens 0,90 m.

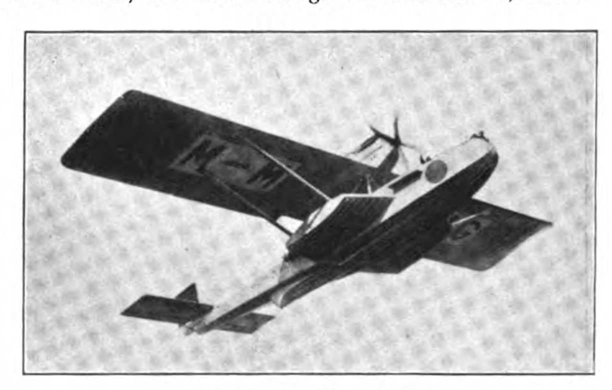


Abb. 66. Der Dornier Wal.

Die Querstabilität des Flugbootes muß durch besondere Maßnahmen erzielt werden, sofern man nicht zum Doppelflugboot greift. Es kommen folgende Maßnahmen in Frage:

1. Seitenschwimmer über der Wasserlinie Am meisten angewendet. Im Ruhezustand liegt das Boot infolge negativer metazentrischer Höhe auf der Seite. Beim Abwassern wird es durch Wasserkräfte aufgerichtet. Der Seitenschwimmer selbst erhält starke Kielung und scharfen Bug, um Wellen leichter zu durchschneiden sowie hochgewölbtes Deck zum glatten Ablauf des Wassers nach Unterschneiden. Der Luftwiderstand des Seitenschwimmers wird leicht überschätzt. Sein Hauptnachteil ist die große Gefahr des Totalverlustes vom Boot bei Verlust des Stützschwimmers.

2. Seitenschwimmer unter der Wasserlinie werden vereinzelt versucht. Sie müssen stark gekielt sein, um beim Anwassern keine zu hohen Schläge zu schaffen. Die Möglichkeit ihres Verlustes ist bedeutend größer als die von über der Wasserlinie liegenden. Dieser

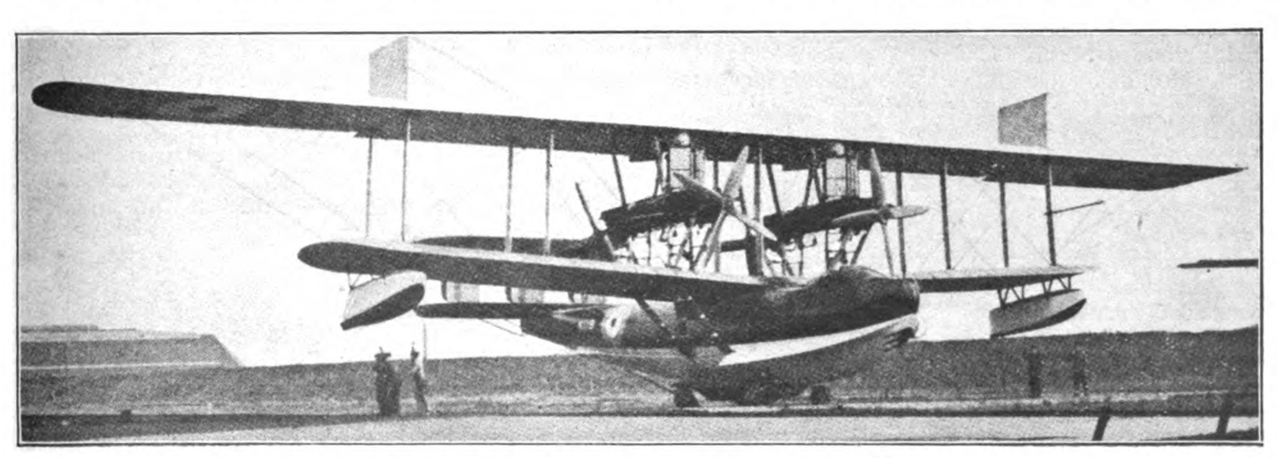


Abb. 67. Fairey N 4 Atlanta, das größte Flugboot der Welt.

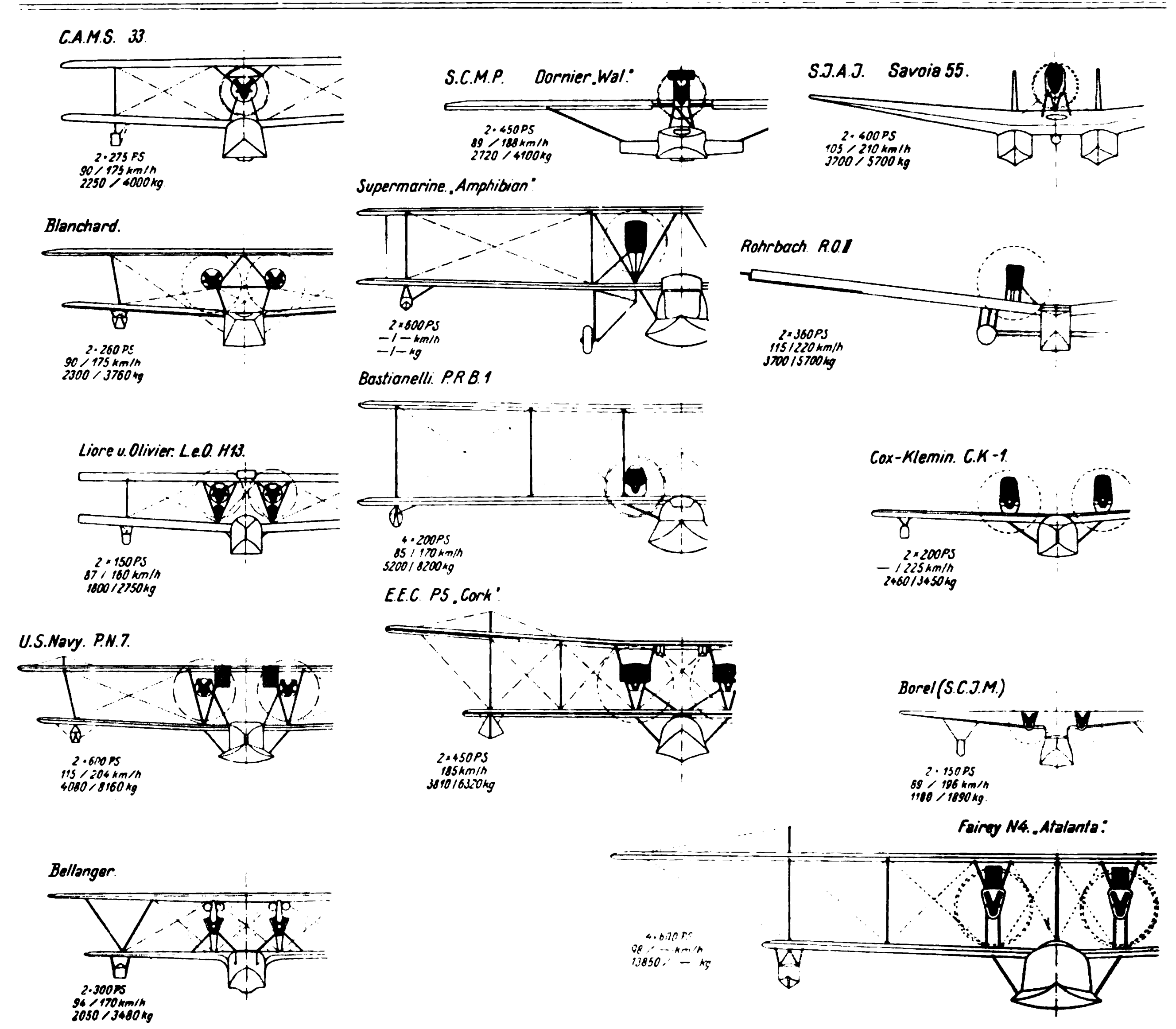


Abb. 68. Verschiedene Flugboote in maßstäblicher Zusammenstellung.

Fall zieht ohne weiteres Totalverlust des Bootes nach sich. Luftwiderstand und Gewicht des Schwimmers fallen stark in Rechnung. Wenden im Seegang ist mit solchen Schwimmern fast unmöglich.

3. **Flossen, Stummel und im Wasser liegende Tragflächen** werden zum Teil wegen Patentschwierigkeiten wenig angewendet. Durch sehr große Seitenflossen nach Art der englischen Boote kann man die metazentrische Höhe soweit erhöhen, daß Seitenschwimmer überflüssig werden. Die notwendige Verbreiterung ist aber besonders bei kleinen Booten so groß, daß man infolge zu hohen Wasser- und Luftwiderstandes sowie Gewicht besser Seitenschwimmer nimmt.

Bei Doppeldeckern ist es möglich, die untere Tragfläche ins Wasser zu legen. Abb. 69 zeigt ein Beispiel. Bis jetzt ist nur ein Versuchsboot dieser Art gebaut worden. Es muß festgestellt werden, ob der Vorteil des fehlenden Seitenschwimmers nicht durch das Mehrgewicht der sehr fest zu bauenden unteren Tragfläche und ihrer Anlenkung ans Boot ausgeglichen wird.

Schneidet man die untere Tragfläche eines solchen Flugbootes in einiger Entfernung von der Mitte ab, erhält man Stummel, wie sie Dornier entwickelt hat. Damit sie keine Wellen unterschneiden, muß ein genügend hoher Anstellwinkel gewahrt werden. Dieser ist um so höher, je kleiner das Boot. Damit nicht bei irgendeinem Krängungswinkel das Breitenträgheitsmoment der Wasserlinie durch Überschwemmen der Saugseite kleiner wird, schneidet man da, wo beim Flügelprofil der Hinterholm liegt, das Hinterteil ab. Der Profilwiderstand wird dadurch nicht übermäßig erhöht. Der induzierte Widerstand und Anstellwinkel ist naturgemäß recht hoch. Für Doppeldecker dürften Stummel ungeeignet sein.

Im Aufbau von Schwimmern und Flugbootskörpern kommt Metall immer mehr zur Anwendung. Holz saugt sich leicht voll Wasser. Bei Betrachtung der Haltbarkeit muß man grundsätzlich feststellen, daß

Holz fault,
Stahl rostet und
Leichtmetalle korrodieren.

Der praktische Unterschied zwischen Holz- und Metallbau wird meist übertrieben. Der Vorteil liegt beim Metallboot und Metallschwimmer. Der Schutz gegen atmosphärische Einflüsse ist bei allen Baustoffen gleich wichtig.

Wasser ist 800 mal schwerer als Luft. Diese erzeugt mit 1 vH Wasser achtfachen Staudruck. Daraus ersieht man nicht nur die Überlegenheit fester Außenhaut von Metallflugzeugen, sondern auch die Notwendigkeit sehr festen Schutzanstriches aller Teile.

Im Laufe der Entwicklung sind alle denkbaren Bauweisen des Bootes versucht worden. Gehalten haben sich nur homogene Bauarten. Nicht homogene Bauart, z. B. Holz und Metall, oder Stahlrohrgerüst und Dural oder Holz-

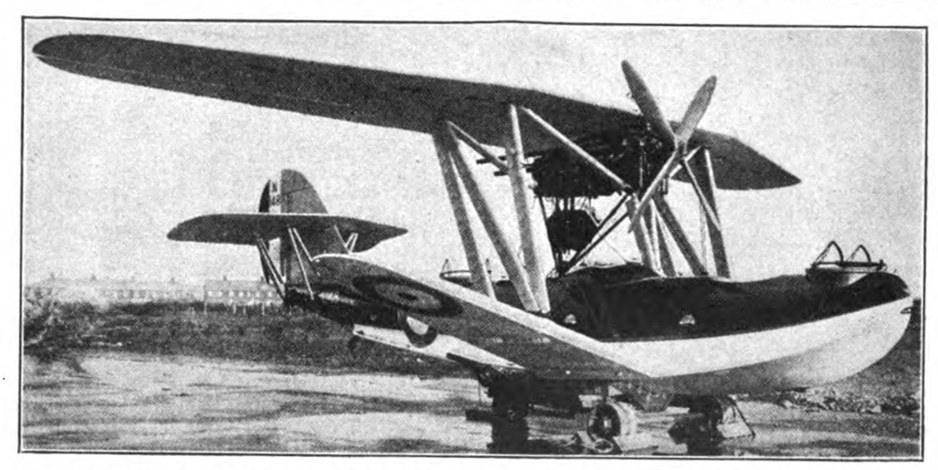


Abb. 69. Englisches Versuchs-Flugboot mit dem Unterflügel im Wasser ohne Seitenschwimmer. Hersteller: English Elektric Co. Entwurf O. Wanning.

drahtboot mit Mahagonibeplankung haben viel Geld gekostet, sich aber nirgends durchgesetzt. Grundsätzlich darf man an Boot oder Schwimmer nicht Stellen mit sehr hoher Festigkeit neben erheblich schwächeren haben. Beim An- und Abwassern, sowie beim Treiben im Seegang treten immer Deformationen und Durchbiegungen auf. Beim Entwurf ist es ratsam, sich die Vorgänge in allen Teilen bei den elastischen Formänderungen, die jeden Stoß automatisch begleiten und bei Holz wie Dural durchaus nicht klein sind, vor Augen zu halten.

Die besten Holzschwimmer dürfte Deutschland gebaut haben. Die vorzüglichsten Holzboote sind die englischen Linton-Hope-Boote, wie sie heute von Supermarine geliefert werden. Sie sind trocken etwas leichter als die entsprechenden englischen Metallboote. Natürlich wird man in England nach Sammlung der einschlägigen Erfahrungen die Metallboote gleichschwer oder leichter als Holzboote bauen. Aber der Gewichtsvorteil tritt erst dann voll in Erscheinung, wenn das Holzboot voll Wasser gesogen ist. Im Bau von Metallschwimmern und Flugbootskörpern sind Deutschland und Amerika in gleicher Weise führend.

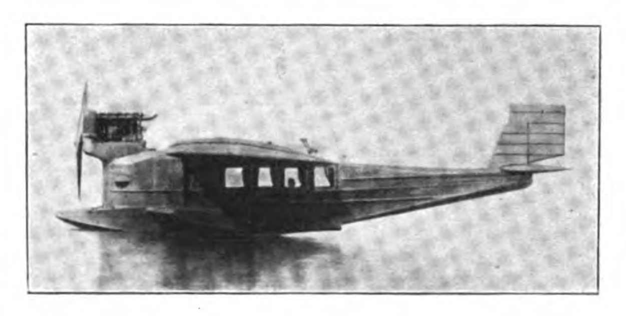
Der Bau von Metallschwimmern und -Booten geschieht allgemein auf Spanten. Meist werden diese, um besseren Schutz gegen Korrosion zu erreichen, aus offenen Winkelprofilen im Gegensatz zu den geschlossenen Profilen der Landflugzeugrümpfe hergestellt. Der Längsverband wird auch aus offenen Winkeln hergestellt und nur selten durch geschlossene ⊓- Profile verstärkt. Zur Beplankung dienen glatte Bleche. Wellblech läßt sich nur für Seitenwände und Deck verwenden. Die Plattenfestigkeit des Bodens muß 0,5 bis 0,7 kg/cm² betragen.

Volle Zugänglichkeit aller Teile muß strikt durchgeführt werden.

Der Preis ist bei Metallbooten wesentlich höher. Typisch für die Bewertung der Vor- und Nachteile von Holz und Metall ist Italien. Es hat Savoya- und Dornier-Flugboote. (Die Dornier-Metallbauten Pisa haben rein italienische Leitung und Personal.) Die italienischen Mittel sind recht knapp. Infolgedessen ist ihm der kleine Gewinn an Nutzlast den teuren Mehrpreis nicht wert, denn es hat noch keinen einzigen Dornier-Wal gekauft. Die größere Wetterbeständigkeit von Metall fällt bei ausreichender Bodenorganisation nicht ins Gewicht. Anders Spanien im Marokkokrieg.

Bei der Festigkeitsberechnung ist folgendes zu berücksichtigen: Der Gleitboden nimmt oft schwere örtliche Stöße auf, die von der Beplankung auf die Spanten sowie Längsverband und von diesem auf die Träger von Motor und Flügel übertragen werden. Die Kraft ist auf der einen Seite auf eine große Fläche verteilt und auf der anderen auf wenige Punkte vereinigt. Beim Treiben im Seegang trägt oft eine Welle vorne den Bug und eine andere hinten das Heck. Das Mittelteil ist frei und wird auf Biegung beansprucht. Die dabei entstehenden Materialspannungen sind bei großen Booten erheblich.





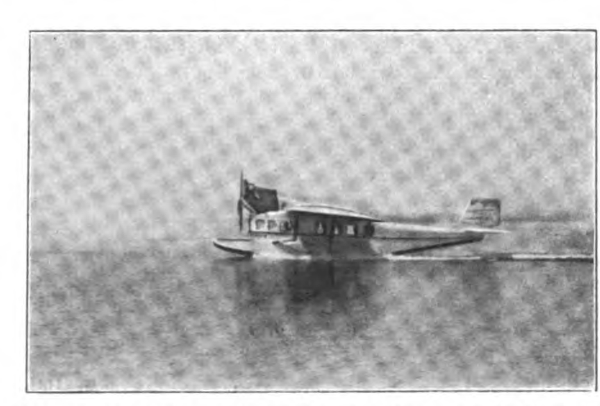


Abb. 70. Der Dornier »Delphin« in 3 Ausführungen. Bei der oberen mußte der Bug verlängert werden. So entstand die mittlere Maschine. Bei der unteren statt 230 PS BMW IV 360 PS Rolls-Royce und unter den Motor verlegten Führersitz.

Zu den verschiedenen Bauarten der Abb. 68 muß festgestellt werden, daß keine Bauform grundsätzliche Überlegenheit besitzt. Dornier führt die tatsächlich vorhandene Überlegenheit seines Wales auf einzelne Merkmale zurück.

Das ist m. E. ein Irrtum. Sie liegt in der gründlichen und mit genügend Zeit durchgeführten Entwicklung aller Teile. (Während des Bauverbots.) Die meisten Formen der Abb. 69 können auf die gleiche Stufe der Vollkommenheit gebracht werden, wenn man genügend Zeit und Arbeit investiert.

Wenn wir feststellen müssen, daß wir Deutsche im Bau von Zweischwimmerflugzeugen dem Ausland gegenüber weit unterlegen sind, dürfen wir uns mit den Gedanken an unsere Überlegenheit im Flugbootsbau und der Hoffnung auf bessere Zweischwimmerflugzeuge trösten.

Aussprache:

Dr.-Ing. Madelung: Herr Herrmann regt an, jemand möge, in Ergänzung zu seinen Modellversuchen über Auftrieb und Widerstand der Schwimmer in Fahrt, auch solche über ihre Stabilität in Ruhe machen. Solche Modellversuche sind bei der DVL bereits in Arbeit. Es ist gelungen, leichte und feste Hohlmodelle nach einem einfachen Verfahren herzustellen. Das Modell eines Bootes oder Schwimmerpaares wird, in einem Tank schwimmend, durch Gewichte und Momente belastet und die Krängungen bemessen.

Für die einfachen symmetrischen Fälle sind Modellversuche nicht notwendig. Sobald aber mit schrägem Eintauchen, größeren Krängungen, komplizierten Schwimmerformen oder gar Lecks gerechnet werden muß, wird das aus dem Schiffsbau übernommene graphische Verfahren zu langwierig und unübersichtlich, und es entsteht ein Bedürfnis nach einem experimentellen Verfahren. Wir hoffen, daß die Versuche und ihre Auswertung einfach und übersichtlich sein werden.

Herr Herrmann hat ausführlich über Flugboote einerseits und Zweischwimmer-Flugzeuge anderseits gesprochen. Ich vermisse den Hinweis auf das Einschwimmer-Flugzeug das auf einen Zentralschwimmer gesetzte Flugzeug normaler Bauart. Diese Bauart wird merkwürdigerweise in Deutschland vernachlässigt. Ich glaube, daß infolge Unkenntnis ihrer Vorzüge ein Vorurteil dagegen besteht. Die Bauweise ist mir von Commander Richardson, U.S.N., als hervorragend seetüchtig bezeichnet worden. Sie wird drüben für sämtliche Schulflugzeuge und für die Bordflugzeuge der Flotte verwandt. Ich habe die Behauptung gehört, der Grund hierfür sei, daß man nur diese Bauart mit dem Katapult von Bord starten kann. Die Behauptung ist aber falsch. Zweischwimmer-Flugzeuge werden in der gleichen Weise mit dem Katapult von Bord gestartet.

Die Bauweise mit Zentralschwimmer ist vom Festigkeitsstandpunkt hervorragend günstig. Die so schwer aufzunehmenden einseitigen Stöße und unsymmetrischen Belastungszustände fallen bei ihr fort. Der Vorderteil des Schwimmers, der beim Aufschlagen auf einen Wellenkamm so großen Kräften ausgesetzt ist, kann gegen den Motor abgestützt werden. Zweischwimmer-Flugzeuge werden von der amerikanischen Marine nur noch da verwandt, wo es unbedingt notwendig ist, also für Torpedo- und Bombenflugzeuge, bei denen unter dem Rumpf ein freier Raum sein soll, für Hochdecker, bei denen Seitenschwimmer zu lange Streben haben müßten, und für ganz kleine Flugzeuge (Unterseeboot-Flugzeuge).

Herr Herrmann hat behauptet, bei Beschädigung eines Außenschwimmers sei Totalverlust unvermeidlich. Ich kann mich dieser Behauptung nicht anschließen. Selbst wenn einmal ein Außenschwimmer abgerissen wird, so ist es doch leicht möglich, über ihm, etwa im Flügel, einen Reserveschwimmraum vorzusehen. Natürlich kommt das nur für solche Flugzeuge in Betracht, bei denen der Flügel einen nicht zu großen Abstand von der Wasseroberfläche hat. Für die in Deutschland so zahlreich vertretenen Tiefdecker sollte diese Bauweise aber durchaus geeignet sein.

H. B. Helmbold: Meine Herren! Gestatten Sie mir eine Bemerkung zu der Frage der Übertragbarkeit von Versuchsergebnissen an Schwimmermodellen auf die Hauptausführung.

Die auftretenden Strömungskräfte stehen unter der Wirkung der Schwere und der Zähigkeit; es ist also nach den Gesetzen der Ähnlichkeitsmechanik nicht möglich, vollständige mechanische Ähnlichkeit beim Modellversuch herbeizuführen. Immerhin überwiegen die Schwerewirkungen derart, daß die Auftragung der Widerstandszahl $\frac{W}{q V^2}$, der Schwimmer über der Froudeschen Zahl $\frac{v}{\sqrt{g L}}$ Kurven ergibt, die nicht mehr weit auseinanderliegen. Die bei einer solchen Auftragung erscheinenden Abweichungen rühren dann nur noch von der Verschiedenheit in den Reynoldsschen Zahlen $\frac{v L}{\nu}$ her. Das Modell hat, wie von Reibungsmessungen an Platten her bekannt, eine verhältnismäßig höhere Oberflächenreibung als die Hauptausführung, aber es hat den Anschein, als sei der tatsächlich beobachtete verhältnismäßige Widerstandszuwachs zu hoch, um unmittelbar durch Reibung hervorgebracht werden zu können; dazu kommt, daß beim Modell auch eine Verlagerung der kritischen Froudeschen Zahl auftritt. Vermutlich ist die Erklärung für dieses Verhalten darin zu suchen, daß der Zuwachs der Oberflächenreibung am Modell mit dem zum Kräftegleichgewicht erforderlichen Zuwachs des weit oberhalb des Schwimmers angreifenden Zuges ein kopflastiges Trimmoment ergibt. Diese Vermutung wird dadurch gestützt, daß man durch Anbringen eines kopflastigen Trimmomentes, mit anderen Worten: durch Schwerpunktsverschiebung nach vorn an der Hauptausführung ganz die entsprechenden Änderungen an der Widerstandskurve hervorrufen kann, wie sie beim Übergang von der Hauptausführung zum Modell auftreten.

Kapitän z. S. a. D. Boykow: Eure Königl. Hoheit, meine Damen und Herren! Der Herr Vortragende hat ausgeführt, daß bei Wasserflugzeugen mit Zentralschwimmer oder Boot und 2 Seitenschwimmern mit dem Verluste eines Seitenschwimmers auch das Flugzeug so gut wie verloren sei. — Ganz so schlimm ist es nun doch nicht. Es wird sich mit dem Verluste des Seitenschwimmers wohl so ähnlich verhalten wie mit dem Überfahren des Haltesignals bei der Eisenbahn. Es kommt ja ab und zu vor, daß dem Überfahren des Haltsignals ein Unglücksfall folgt, aber das Haltesignal wird sehr oft überfahren, ohne daß etwas passiert. Ich schätze, daß bei 50 Fällen des Überfahrens höchstens ein Zusammenstoß erfolgt. So ähnlich wird es ja auch bei solchen Wasserflugzeugen mit dem Verluste eines Seitenschwimmers sein. Mir sind aus der Praxis verschiedene Fälle bekannt, wo mit beim Start eingeschlagenen Seitenschwimmern nach vollendetem Fluge tadellose Landungen gemacht wurden. Ein Fall ist mir persönlich bekannt, bei dem sogar bei einer Landung in der Nacht ein Seitenschwimmer eingeschlagen wurde, am nächsten Morgen mit einem Seitenschwimmer klaglos gestartet und nach vollendetem Fluge auch wieder gelandet wurde. Es ist also wirklich nicht so schlimm und führt nicht unbedingt zur Katastrophe, wenn mal ein Seitenschwimmer verlorengeht.

Ing. F. Z. Diemer: Der Herr Vortragende ist auf die Bedeutung des Anstellwinkels des Boots gegen die Wasseroberfläche beim Schleppversuch nicht näher eingegangen. Dieser kann jedoch von wesentlichem Einfluß auf den Widerstand werden. Um ein vollständiges Bild über die Widerstandsverhältnisse zu bekommen, ist es daher m. E. nötig, die Widerstandskurven über die Geschwindigkeit sowohl bei verschiedenen Belastungen wie bei verschiedenen Trimmlagen zu messen, was eine wesentlich größere Zahl von Beobachtungen notwendig macht. Man erhält dann für den Widerstand eine Kurvenschar und kann aus derselben, wenn man den durch die verschiedene Trimmung veränderten Auftrieb des Flugwerks, über dessen Belanglosigkeit für den Start ich die Ansicht des Herrn Vortragenden nicht teile, in die Rechnung einsetzt, die günstigsten Startverhältnisse für die gegebene Bootsform ermitteln.

Bei der Besprechung der Bootsform wurden die Vorteile der starken Kielung, die sich nach Schleppversuchen ergeben, besonders betont. Ich halte es für bedenklich, wenn man aus den Versuchsergebnissen zu sehr verallgemeinernde Schlüsse zieht, die heute noch verfrüht sein dürften, und möchte dabei auf einige Punkte hinweisen, die neben der Kielung des Bootsbodens Seefähigkeit und Startleistung beeinflussen.

Bei der Beurteilung des Verhaltens im Seegang ist z. B. die Länge des vor der Stufe liegenden Bootsteils im Vergleich zur Schwerpunktslage und zum Trägheitsradius des ganzen Flugzeugs um die Querachse zu beachten. Wird einem Punkte des Bootsbodens im Abstand x vom Schwerpunkt durch eine anrollende Welle eine vertikale Beschleunigung b erteilt, so ist die dazu nötige Kraft

$$P = G'\left(1 - \frac{x^2}{i^2}\right) + G \cdot \frac{b}{g}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

hierbei ist

G = Gesamtfluggewicht,

G' = der nicht vom Flugwerk getragene Teil des Gesamtgewichtes,

g = Erdbeschleunigung,

i = Trägheitsradius.

Sobald $P < G'$ wird, gilt

$$P = G \cdot \frac{i^2}{x^2} \cdot \frac{b}{g} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Für die unter dem Schwerpunkt angreifende Kraft geht (1) über in

$$P = G' + G \frac{b}{g}.$$

Graphisch aufgetragen ergibt sich die in Abb. 71 gezeigte Kurve, deren Wendepunkt bei $P = G'$ liegt. Für $b = g$ und $G' = G$ wird die Abszisse des Wendepunktes $= i$.

Die größte durch eine Welle mögliche örtliche Beanspruchung wird also um so geringer, je weiter vom Schwerpunkt entfernt die Welle das Boot trifft und je kleiner der Trägheitsradius ist.

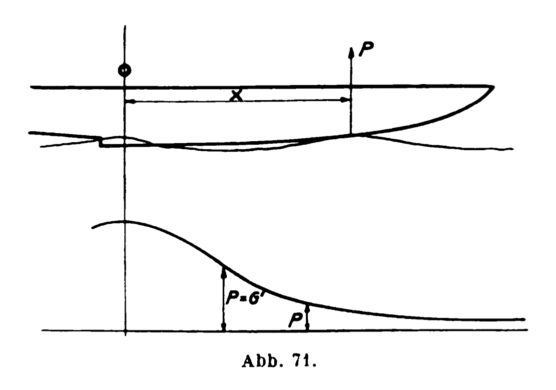


Abb. 71.

Es ist daher der Fall denkbar, daß ein flaches Boot, das stark nach vorne verlängert ist, keine größeren Beanspruchungen erleidet als ein kurzes Boot mit gekieltem Boden. Je kürzer das Boot und je größer das Trägheitsmoment des ganzen Flugzeugs ist, desto schärfer müssen die Linien des Vorschiffs gehalten sein, um die Stöße des Seegangs erträglich gestalten zu können.

Bei der Kielung ist außerdem zu beachten, wie der Verlauf derselben über die Bootslänge ist, was namentlich für die Spritzwasserbildung wichtig ist. Wenn die im Bug sehr scharfen Spanten nach hinten zu stetig flacher werden, so werden die bei schneller Fahrt durchschnittenen Wellen nicht hochspritzen, sondern allmählich abgelenkt und wieder nach der Wasseroberfläche zurückgeworfen, wie die Erfolge der nach dem sog. Wellenbindersystem gebauten Motorboote zeigen. Bei sinngemäßer Anwendung dieser Erfahrungen auf einen Flugbootskörper lassen sich Boote bauen, die trotz verhältnismäßig flachem Boden in der Nähe der Hauptstufe weich und trocken durch den Seegang gehen.

Ich wollte mit diesen Ausführungen nur andeuten, daß für die Beurteilung der Bootsformen von Fall zu Fall noch eine Reihe von Gesichtspunkten mit zu berücksichtigen ist, durch die sich die an den Linienriß zu stellenden Forderungen verändern können. Man muß deshalb sehr vorsichtig in der Übertragung gemachter Erfahrungen auf neue Entwürfe sein.

Bei der Beurteilung der Erfolge der stark gekielten englischen Flugboote darf nicht außer acht gelassen werden, daß diese, soweit mir bekannt, wesentlich geringere Flächen- und Leistungsbelastung aufweisen.

Für die Startleistung gibt ein Vergleich der Bauzahlen (Leistungsbel. $\times \sqrt{\text{Flächenbelastung}}$) einen guten Anhalt, da ja beim Start die aerodynamische Durchbildung des Flugzeugs keine entscheidende Rolle spielt. Bei guten deutschen Flugbooten liegt die Bauzahl zwischen 65 und 70. Vielleicht ist der Herr Vortragende in der Lage, die entsprechenden Zahlen englischer Boote anzugeben. Ich glaube, daß bei einem diesbezüglichen Vergleich die flacheren deutschen Boote gut abschneiden werden.

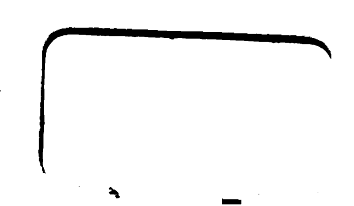
Zum Schlusse sei noch eine Bemerkung über die Verwendung der Dornier-Wale in Italien richtiggestellt. Die technische Leitung der Lizenzfirma der Dornier-Metallbauten in Pisa ist in deutschen Händen. Es waren lediglich politische Gründe, daß Italien mit der Bestellung von Dornier-Wal-Flugbooten eine Zeitlang gezögert hat. Heute stehen eine Anzahl Dornier-Wale im italienischen Flugdienst, wo sie sich wie in anderen Ländern sehr gut bewähren. Im übrigen ist der Preisunterschied gegenüber gleich großen italienischen Holzflugbooten nur sehr geringfügig.

Professor v. Kármán macht darauf aufmerksam, daß Herr Verduzio auf Grund hydrodynamischer Versuche eine graphisch-rechnerische Methode angegeben hat, um die Kennlinien für den Abflug von Wasserflugzeugen zu bestimmen. Dieses Verfahren ist in den »Vorträgen aus dem Gebiete der Hydro- und Aerodynamik«, Innsbruck 1922, wiedergegeben.

Bezüglich der Bemerkung des Herrn Dr. Madelung erwähnt er, daß an der Technischen Hochschule Aachen Rollversuche mit einem einstellbaren Einradfahrgestell gemacht worden sind, wobei dieses sich eigentlich über Erwarten gut verhielt.

Herr Dr.-Ing. Roland Eisenlohr: Zu den Ausführungen des Herrn Dr. Madelung möchte ich bemerken, daß wir in Deutschland bereits einmal ein Wasserflugzeug mit einem Zentralschwimmer besaßen, in dem 135-PS-Doppeldecker von Kober-Friedrichshafen im Jahre 1911. Dieser Doppeldecker hat auf dem Bodenseerundflug seinerzeit gegen Hirth auf Albatros-Zweischwimmer-Eindecker mit Erfolg konkurriert, da er für 50 km nur 1 bis 2 Sekunden mehr Zeit benötigte. Die günstige Flugzeit dieses großen Doppeldeckers gegen den kleinen schnittigen Eindecker ist zweifellos mit auf das schnelle An- und Abwassern sowie den geringen Luftwiderstand des Zentralschwimmers zurückzuführen.

Zur Frage, ob Einschwimmer- oder Zweischwimmerflugzeug, möchte ich bemerken, daß ich die Lösung derselben nur in Verbindung mit dem Gesamtaufbau des Flugzeugs für möglich halte. Das Schwimmgestell bietet, da es im Gegensatz zum Landfahrgestell eine Verspannung nach den Tragflächen gestattet, statisch große Vorteile, da es die Bauhöhe des Flugzeugfachwerks wesentlich steigert. Der Seedoppeldecker besitzt ja eigentlich die Fachwerkhöhe des Dreideckers, der See-Eindecker — ich erinnere z. B. an die verspannungslosen Brandenburg-Eindecker — die Konstruktionshöhe des Doppeldeckers. Sobald man aber



zum freitragenden Flügel übergeht, verlieren die breite, für das Fachwerk auszunützende seitliche Ausdehnung und die Höhe des Zweischwimmersystems ihre Bedeutung. Es ist daher m. E. eine logische Entwicklungsfolge bei den Dornierflugzeugen, daß bei ihnen gleichzeitig mit dem verspannungslosen Flügel der mit dem Flugwerk nicht zusammenhängende Zentralschwimmer (Boot) zur erfolgreichen Ausgestaltung kam. Es ist von diesem Gesichtspunkt aus ungerechtfertigt, bei einem verspannten Doppeldecker auf die Vorteile des Zweischwimmersystems zu verzichten oder bei einem verspannungslosen Eindecker die Nachteile des Zweischwimmersystems mitzunehmen.

Zu den Ausführungen über die Überlegenheit des Dornier-Wal-Rumpfes möchte ich anführen, daß ich dieselbe in der Gestaltung des Rumpfes hinter der Abwasserungsstufe zu erkennen glaube. Ich möchte hier nachdrücklich auf die von Herrn Herrmann nicht berührte Frage des langen Bootsrumpfes oder des kurzen Bootes mit höher gelegtem Rumpfende hinweisen. Die letztere Ausgestaltung hat doch zweifellos große Vorteile, und gerade von ihr ging ja auch Dornier von vornherein aus. Wir finden sie ja auch vielfach in England und Amerika.

Ing. Herrmann (Schlußwort): Den Herren Madelung, Boykow und Eisenlohr danke ich für die Ergänzung und Richtigstellung meines Vortrages.

Zu den Ausführungen des Herrn Diemer bemerke ich folgendes: Ein normaler Schleppversuch wird derart durchgeführt, daß man zuerst die beste Schwerpunktslage ermittelt und dann weiter untersucht. Ich habe die allgemeine Schleppversuchstechnik als bekannt vorausgesetzt. Der Text zu den Abb. 17—25 zeigt den Einfluß der Lage des Schwerpunktes zur Stufe. Weiteres Material bringt die demnächst zu erwartende Hamburger Veröffentlichung.

Die Rechnung von Herrn Diemer zeigt mit besonderer Deutlichkeit, daß die Stufe die größten Stöße erhält und deshalb gekielt sein sollte. Die Notwendigkeit langen Buges habe ich mehrfach betont.

Die »Bauzahl« wird in Deutschland gerne zur Beurteilung von Flugzeugen angewendet. Sie sagt aber nur einen ganz kleinen Teil. Flugeigenschaften, Handlichkeit im Gebrauch, Wartung, Zahl der laufenden Reparaturen, Anschaffungspreis und vieles anderes mehr sind in gleichem Maße ausschlaggebend, aber aus der Literatur und Firmenreklame nie richtig erkennbar.